

Eugeniusz Łuczywek

**Wyznaczanie
opływu naddźwiękowego
zatepionych ciał metodą
związków całkowych
10/1967**

WARSZAWA 1967



Na prawach rękopisu
Do użytku wewnętrznego

Zakład Mechaniki Cieczy i Gazów IPPT PAN
Nakład 175 egz. Ark.wyd. 8. Ark.druk. 6.
Zam. 658/0/67

Warszawska Drukarnia Naukowa
Warszawa, ul. Śniadeckich 8

1. Wstęp *)**)

Ciała poruszające się w powietrzu z dużą prędkością ulegają nagrzewaniu aerodynamicznemu, a przy dostatecznie dużych prędkościach mogą się nawet stopić.

Do lotów z takimi prędkościami nie nadają się ciała smukłe, gdyż ostrza są najbardziej narażone na stopienie. Ciałami bardziej odpornymi na działanie temperatury (łatwiejszymi do chłodzenia) są ciała tępe. Ferri [1] wykazał doświadczalnie, że przy odpowiednim ukształtowaniu ciał tępych można zredukować przewodzenie ciepła w okolicy punktu spiętrzenia. Dlatego też obliczanie opływu w pobliżu ciał tępych stało się jednym z ważnych problemów współczesnej aerodynamiki.

Pierwsze prace w tej dziedzinie wywodzą się od Newtona, który zaproponował, aby powietrze traktować jako zbiór kulek niezależnych od siebie, odbijających się od ciała w sposób sprężysty. Według powyższej teorii nie powstaje fala uderzeniowa, a obliczony rozkład ciśnienia zgadza się z doświadczeniem dla bardzo dużych prędkości lotu ($M \rightarrow \infty$). Istnieją pewne modyfikacje teorii Newtona, przy pomocy których można obliczyć odległość fali uderzeniowej przy niższych prędkościach naddźwiękowych, jak to podaje np. praca Serbina [2]. Istnieją również pół-empiryczne metody obliczeń odległości fali uderzeniowej, podane między innymi w pracach Sinnott'a [3] oraz Stollery'ego i Maull'a [4].

Jednak największe znaczenie mają metody polegające na możliwie ściśłym rozwiązywaniu podstawowych równań rządzących przepływem pomiędzy ciałem, a falą uderzeniową przy pomocy elektronicznych maszyn cyfrowych. Istnieją dwa podejścia do tego zagadnienia. Jedno, polegające na znalezieniu opływu dla zadanego kształtu ciała, drugie polegające na znalezieniu kształtu ciała dla zadanej fali uderzeniowej [5,6,7]. Pod-

*) Część powyższej pracy została wykonana na zlecenie Zakładu Mechaniki Cieczy i Gazów IPPT PAN.

***) Wykonanie obliczeń, których wyniki są zawarte w Rozdz. 7, zostało dofinansowane z rezerwy Przewodniczącego KNiF.

stawową wadą tego ostatecznego jest fakt, że dla kształtów fal uderzeniowych niewiele się od siebie różniących otrzymujemy zupełnie inny kształt ciała [8], dlatego też nie będziemy się tym bliżej zajmować.

Metoda związków całkowych zaproponowana przez A.A.Dorodnicyna [9,10] służąca do rozwiązywania układu równań różniczkowych cząstkowych typu mieszanego, została zastosowana do obliczania opływu ciał tępych przez różnych autorów. Przez Białocerkowskiego [11,12,13,14,15,16], Czuszkina [14,15,17,18], Holta [19,20], Traugotta [21], Bazżina [22] i wielu innych autorów do obliczania opływu symetrycznych profili i ciał osiowo-symetrycznych. Zastosowana została ona również do płaskich opływów niesymetrycznych przez Vaglio-Laurin [8] i Bazżina [23].

Pomimo jednak sporej liczby publikacji na ten temat, żadna z nich nie zawierała całego szeregu informacji istotnych przy efektywnym przeprowadzaniu obliczeń. Dlatego też zespół pracujący pod kierunkiem prof. W.J.Prosnaka zajął się w Polsce tym zagadnieniem bliżej. Pierwszym zamiarem było uzyskanie brakujących informacji, ułożenia odpowiednich programów do sprawdzenia wyników już opublikowanych oraz otrzymanie informacji dotyczących opływu ciał tępych, przy wykładniku izentropy $\kappa=1,66$ i $\kappa=1,2$. Wyniki tej pracy zostały zawarte w sprawozdaniu IPPT PAN [24].

Opracowano następnie zagadnienie opływu ciał niesymetrycznych, wnosząc szereg innowacji w porównaniu z już opublikowanymi [25,26]. Pod wpływem pracy Kentzera [27], która dotyczyła zagadnienia odwrotnego, polegającego na znalezieniu kształtu ciała oraz opływu dookoła niego na podstawie założonego symetrycznego rozkładu prędkości na ciele, powstała następna praca polegająca na znalezieniu kształtu ciała i opływu dla założonego niesymetrycznego rozkładu prędkości [28]. Poza tym opracowano zagadnienie opływu profilu z gazową warstwą ochronną [29] oraz opływu dookoła profilu drgającego [30].

Niniejsza praca zawiera analizę metody związków całkowych, z punktu widzenia zastosowań do rozwiązywania różnych zagadnień opływu ciał tępych, oraz ocenę zakresu stosowalności tej metody w zależności od kształtu ciała i liczby Macha przepływu

niezakłóconego. Przeprowadzona w pracy analiza pokazuje przyczyny ograniczonej stosowalności omawianej metody, natomiast dokładna ocena zakresu może być osiągnięta przez bezpośrednie całkowanie równań rządzących opływem. W tym celu przeprowadzono szereg obliczeń opływów dookoła ciał o różnych kształtach z różną liczbą Macha.

2. Oznaczenia

2.1. Oznaczenia wielkości geometrycznych

- b - skala długości;
n - współrzędna, normalna do ciała;
 $R = -ds/d\theta$ - promień krzywizny;
r - współrzędna, w układzie walcowym;
s - współrzędna wzdłuż powierzchni ciała;
x, y - współrzędne prostokątne;
 δ - odległość fali uderzeniowej od ciała;
 δ_0 - odległość fali uderzeniowej od ciała w punkcie spiętrzenia;
 θ - kąt pomiędzy styczną do ciała, a kierunkiem przepływu niezakłóconego;
 ϕ - kąt fali uderzeniowej, mierzony pomiędzy styczną do fali uderzeniowej, a kierunkiem przepływu niezakłóconego;
 δ' - półkąt rozwarcia klina lub stożka;
- Uwaga: współrzędne n, R, r, s, x, y są bezwymiarowe i odniesione do skali długości.

2.2. Wielkości gazodynamiczne

$$a_{\infty} = \sqrt{\frac{\kappa - 1}{\kappa + 1}} - \text{prędkość krytyczna};$$

$$g = \rho v_s^2 + k p;$$

$$h = \tau v_n;$$

$$H = \rho v_n^2 + k p;$$

$$k = \frac{\kappa - 1}{2\kappa};$$

$$m = \frac{2 - \kappa}{\kappa - 1};$$

M - liczba Macha;

$$p = \tau \varrho^{-\frac{1}{\kappa - 1}};$$

$$t = \tau v_s;$$

$v_c = w_c$ - prędkość na ciele;

v_n, v_s - składowe prędkości we współrzędnych n, s;

$$v_n = w_2 \cos \theta - w_1 \sin \theta;$$

$$v_s = w_2 \sin \theta + w_1 \cos \theta;$$

w - moduł prędkości;

$$w_\infty = M_\infty \sqrt{\frac{\kappa - 1}{2 + (\kappa - 1) M_\infty^2}};$$

$$w_1 = w_\infty \left(1 - \frac{2 \sin^2 \theta}{\kappa + 1} \lambda \right);$$

$$w_2 = \frac{w_\infty}{\kappa + 1} \lambda \sin 2\theta;$$

$$z = \varrho v_n v_s;$$

κ - współczynnik entropii;

$$\tilde{\lambda} = 1 - \frac{1}{M_\infty^2 \sin^2 \theta};$$

$\Psi = \frac{z}{\varrho \kappa}$ - funkcja entropii $\Psi_\infty = 1$;

$$\Psi_0 = \frac{4 \kappa w_\infty^{-2\kappa}}{\kappa^2 - 1} \left(\frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \right)^\kappa \left[\frac{w_\infty^2}{1 - w_\infty^2} - \frac{(\kappa - 1)^2}{4 \kappa} \right];$$

$$\varrho = \tau \varphi^{-\frac{1}{\kappa - 1}} - \text{gęstość};$$

$$\tau = (1 - w^2)^{\frac{1}{\kappa - 1}};$$

Uwaga: 1/ Wszystkie prędkości są bezwymiarowe i odniesione do maksymalnej prędkości gazu. Ciśnienie i gęstość są odniesione do wartości ciśnienia i gęstości spiętrzenia przed falą uderzeniową.

2/ Wskaźniki c, δ, i_{∞} odnoszą się odpowiednio do wielkości na ciele, tuż za falą uderzeniową i w przepływie niezakłóconym.

2.3. Oznaczenia użyte w układzie równań 3.1 i 3.2

2.3.1. Przepływ płaski

$$A = (1 - w_{\delta}^2)^m \frac{2 w_{\infty}}{\mathcal{K} + 1} \left[(P \sin \theta - Q \cos \theta) \left(\cos 2\phi + \frac{1}{M_{\infty}^2 \sin^2 \phi} \right) - (P \cos \theta + Q \sin \theta) \sin 2\phi \right];$$

$$B = (1 - v_c^2)^m \left(1 - \frac{v_c^2}{a_{\infty}^2} \right);$$

$$C = \frac{1}{\delta} (\tau_c v_c - \tau_{\delta} v_{s\delta});$$

$$D = -h_{\delta} \left(\frac{2}{\delta} + \frac{1}{R} \right);$$

$$E = \frac{2\delta \rho_{\delta} w_{\infty}}{\mathcal{K} + 1} \left[\frac{\rho_{\delta} v_{n\delta} v_{s\delta}}{M_{\infty}^2 w_{\infty}} \frac{\sin 2\phi}{\sin^4 \phi} + (v_{s\delta} \cos \theta + v_{n\delta} \sin \theta) \left(\cos 2\phi + \frac{1}{M_{\infty}^2 \sin^2 \phi} \right) + (v_{s\delta} \sin \theta - v_{n\delta} \cos \theta) \sin 2\phi \right];$$

$$F = -\epsilon_{\delta};$$

$$G = -\rho_{\delta} \left(2 + \frac{\delta}{R} \right) \left[v_{n\delta}^2 + k(1 - w_{\delta}^2) \right] + 2k\rho_c \left[\frac{\delta}{2R} \left(1 + \frac{v_c^2}{a_{\infty}^2} \right) + (1 - v_c^2) \right];$$

$$L = \left(1 + \frac{\delta}{R} \right) \tan(\phi - \theta);$$

$$P = 1 + v_{n\delta}^2 - \frac{v_{s\delta}^2}{a_{\infty}^2};$$

$$Q = \frac{2 v_{s\delta} v_{n\delta}}{\mathcal{K} + 1};$$

2.3.2. Przepływ osiowo-symetryczny

$$\bar{A} = A j_2;$$

$$\bar{B} = B j_3;$$

$$\bar{C} = C j_2;$$

$$\bar{D} = D j_1;$$

$$\bar{E} = E j_2;$$

$$\bar{F} = F j_2;$$

$$\bar{G} = G j_1;$$

$$I = \sin \theta \left(1 + \frac{d}{3R}\right) (\tau_d v_{sd} + \tau_c v_c) + \frac{d}{3R} (v_{sd} \sin \theta + v_{nd} \cos \theta) \tau_d;$$

$$j_1 = r_c + d \cos \theta;$$

$$j_2 = r_c + \frac{2}{3} d \cos \theta;$$

$$j_3 = r_c + \frac{1}{3} d \cos \theta;$$

$$J = - F \sin \theta \left(1 + \frac{2}{3} \frac{d}{R}\right) - d \cos \theta \left\{ \left(1 + \frac{d}{3R}\right) k \left[(1 - w_d^2) \rho_d + (1 - v_c^2) \rho_c \right] - \frac{2}{3} \frac{d}{R} \rho_c v_c^2 - \frac{d}{3R} \rho_d v_{nd} \right\};$$

$$K = \frac{1}{3} k \left[\rho_d (1 - w_d^2) - \rho_c (1 - v_c^2) \right] - \frac{2}{3} \left(1 + \frac{d}{R}\right) v_{nd}^2 \rho_d + \frac{d}{3R} \rho_c v_c^2;$$

2.4. Oznaczenia użyte w ogólnej postaci układu równań różniczkowych 4.1

$$C_1 = dC;$$

$$D_1 = -h_d;$$

$$E_1 = E/d;$$

$$G_1 = \rho_d \left[v_{nd}^2 + k (1 - w_d^2) \right];$$

$$G_2 = 2 k \rho_c \left(1 + \frac{v_c^2}{\frac{2}{3} R}\right);$$

$$G_3 = 2 k \rho_c (1 - v_c^2);$$

$$I_1 = (\tau_d v_{sd} + \tau_c v_c) \sin \theta;$$

$$I_2 = (\tau_d v_{sd} + \tau_c v_c) \frac{d}{3} + \tau_c (v_{sd} \sin \theta + v_{nd} \cos \theta) \frac{d}{3};$$

$$J_1 = -dF \sin \theta - d \cos \theta k \left[\rho_d (1 - w_d^2) - \rho_c (1 - v_c^2) \right];$$

$$J_2 = -\frac{2}{3} d^2 F \sin \theta - d \cos \theta \left\{ k \frac{\rho}{3} [\rho_d (1 - w_d^2) - \rho_c (1 - v_c^2)] + \right. \\ \left. -\frac{2}{3} d \rho_c v_c^2 - \frac{\delta}{3} \rho_d v_n^2 \right\};$$

$$L_1 = \operatorname{tg}(\delta - \theta);$$

$$M_1 = \frac{1}{\delta} \frac{2D_1 - C_1 L_1 - \frac{A}{E_1} (2G_1 + G_3 - FL_1)}{B};$$

$$M_2 = \frac{1}{\delta} \frac{2D_1 j_1 - C_1 L_1 j_2 - I_1 - \frac{A}{E_1} [(2G_1 + G_3) j_1 - FL_1 j_2 - J_1]}{B j_3};$$

$$N_1 = \frac{D_1 - C_1 L_1 - \frac{A}{E_1} (G_1 + \frac{G_2}{2} - FL_1)}{B};$$

$$N_2 = \frac{D_1 j_1 - C_1 L_1 j_2 - I_2 - \frac{A}{E_1} [(G_1 + \frac{G_2}{2}) j_1 - FL_1 j_2 - J_2]}{B j_3};$$

$$S_1 = \frac{1}{\delta} \frac{2G_1 + G_3 - FL_1}{E_1};$$

$$S_2 = \frac{1}{\delta} \frac{2G_1 + G_3 j_1 - FL_1 j_2 - J_1}{E_1 j_2};$$

$$T_1 = \frac{G_1 + \frac{G_2}{2} - FL_1}{E_1};$$

$$T_2 = \frac{(G_1 + \frac{G_2}{2}) j_1 - FL_1 j_2 - J_2}{E_1 j_2};$$

$$U_1 = U_2 = L_1;$$

$$W_1 = W_2 = \delta L_1;$$

2.5. Współczynniki Z_1 i Z_2

$$Z_1 = -\frac{k \rho_c - k \rho_d (1 - w_1^2) - \rho_d w_1^2}{w_1 w_\infty \kappa + 1 \rho_d \left(1 - \frac{1}{M_\infty^2}\right)};$$

$$Z_2 = (1 - w_1^2)^{\frac{1}{\kappa - 1}} w_1 + Z_1 (1 - w_1^2)^{\frac{1}{\kappa - 1}} \frac{2 w_\infty}{\kappa - 1} \left(1 - \frac{1}{M_\infty^2}\right);$$

2.6. Oznaczenia użyte w układzie równań 6.1

$$f_1 = G_1 - FL_1;$$

$$f_2 = 2G_1 - FL_1;$$

$$f_3 = G_2/2;$$

$$f_4 = D_1 - C_3L_1;$$

$$f_5 = 2D_1 - C_3L_1;$$

$$f_6 = -A;$$

$$\Omega_1 = f_1 + f_3;$$

$$\Omega_2 = f_2 + G_3;$$

$$\Omega_3 = f_4 + C_2L_1 + f_6 \frac{f_2 + f_3}{E_1};$$

$$\Omega_4 = f_5 + C_2L_1 + f_6 \frac{f_2 + G_3}{E_1};$$

$$C_2 = T_c v_c;$$

$$C_3 = T_d v_{sd};$$

3. Podstawy teoretyczne

3.1. Założenia

Układ równań różniczkowych rządzących przepływem pomiędzy ciałem, a odsuniętą falą uderzeniową został wyprowadzony przy następujących założeniach upraszczających:

1/ Przepływ jest dwuwymiarowy (płaski lub osiowo-symetryczny), ustalony i wirowy. Napływający strumień gazu jest jednorodny i naddźwiękowy.

2/ Gaz jest doskonały pod względem termodynamicznym, nielepki i nieprzewodzący ciepła.

3/ Fala uderzeniowa jest rządzona równaniami Rankina-Hugoniota.

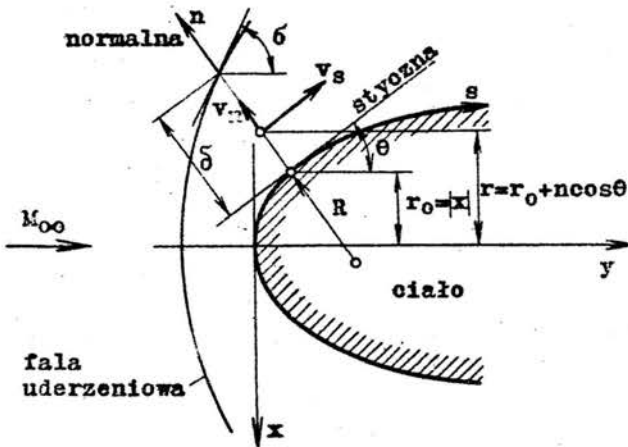
4/ Linia prądu opływająca ciało jest linią największej entropii (w przypadku opływu ciał symetrycznych, rozpatrywanego w niniejszej pracy, założenie to jest oczywiste).

3.2. Równania podstawowe

Podstawowy układ równań różniczkowych zwyczajnych rządzących przepływem pomiędzy ciałem, a falą uderzeniową wyprowa-

dzony przy powyższych założeniach został podany we wcześniejszych pracach [24,25,26,31], dlatego też ograniczono się tu do zasadniczych uwag, dotyczących ich wyprowadzenia.

Podstawę do wyprowadzenia równań opisujących zagadnienie stanowi równanie ciągłości oraz równanie Eulera w postaci równań różniczkowych cząstkowych wyrażonych w krzywoliniowym układzie współrzędnych n, s , gdzie n - jest odległością mierzoną w kierunku normalnym do ciała, a s - odległością mierzoną od punktu spiętrzenia wzdłuż obwodu profilu, bądź też południka bryły obrotowej (rys. 3.1).



Rys. 3.1

Zastosowana w pracy metoda związków całkowych polega na zastąpieniu układu równań różniczkowych cząstkowych układem równań różniczkowych zwyczajnych. Dokonywane jest to poprzez całkowanie układu równań wzdłuż jednej z osi (w niniejszej pracy - w kierunku osi n). Przy czym układ równań różniczkowych cząstkowych powinien być uprzednio sprowadzony do szczególnej postaci tzw. postaci diwergentnej. Mianowicie każde równanie jest wówczas sumą pochodnych cząstkowych względem każdej zmiennej, a współczynniki przy tych pochodnych równają się jedności. Taką dogodną postać posiadają w naszym przypadku odpowiednie kombinacje równania ciągłości z rów-

naniem Eulera w kierunku osi n , oraz kombinacja równania ciągłości z warunkiem stałości entropii wzdłuż linii prądu. Całkowanie w kierunku osi n odbywa się przy założeniu rozkładu pewnych funkcji w kierunku osi n . Przy metodzie związków całkowych pierwszego rzędu, rozpatrywanej w niniejszej pracy, przyjmuje się liniowy rozkład wspomnianych funkcji pomiędzy ciałem, a falą uderzeniową. Po przeprowadzeniu całkowania w kierunku osi n oraz po dołączeniu trzeciego związku na $d\theta/ds$, wynikającego z rozważań czysto geometrycznych otrzymuje się podstawowy układ równań różniczkowych zwyczajnych, który w postaci normalnej Cauchy'ego przedstawia się następująco.

W przypadku przepływu płaskiego:

$$(3.1) \begin{cases} \frac{df}{ds} = L, \\ \frac{d\phi}{ds} = \frac{G - FL}{E}, \\ \frac{dv_c}{ds} = \frac{D - CL - \frac{A}{E}(G - FL)}{B}. \end{cases}$$

W przypadku przepływu osiowo-symetrycznego:

$$(3.2) \begin{cases} \frac{df}{ds} = L, \\ \frac{d\phi}{ds} = \frac{G - FL - J}{E}, \\ \frac{dv_c}{ds} = \frac{D - CL - I - \frac{K}{E}(G - FL - J)}{B}. \end{cases}$$

4. Analiza równań podstawowych

4.1. Równanie ogólne

Układ równań (3.1) i (3.2) udało się sprowadzić do następującej postaci:

$$(4.1) \begin{cases} \frac{df}{ds} + W_1 \frac{d\theta}{ds} = U_1, \\ \frac{d\phi}{ds} + T_1 \frac{d\theta}{ds} = S_1, \\ \frac{dv_c}{ds} + N_1 \frac{d\theta}{ds} = M_1, \end{cases}$$

gdzie: $i = 1$ dla przepływu płaskiego, $i = 2$ - dla osiowo-symetrycznego.

Wszystkie współczynniki w układzie równań (4.1) są funkcjami M_∞ , κ , θ , δ i v_c . Wielkości M_∞ i κ są stałe w całym obszarze całkowania i mogą być traktowane jako parametry. Jest to więc układ trzech równań z czterema funkcjami θ , δ i v_c . Byłby to układ nieokreślony, należy więc założyć jedną z wymienionych funkcji.

Analiza układu (4.1) pozwala sformułować zagadnienia, jakie mogą być rozwiązane opisywaną metodą, w zależności od tego, którą z funkcji zakłada się jako znaną.

Mianowicie:

I. Założeniu rozkładu $\theta(s)$ odpowiada zagadnienie podstawowe, polegające na znalezieniu opływu dookoła ciała o zadanym kształcie.

II. Założeniu rozkładu jednej z pozostałych funkcji odpowiada zagadnienia odwrotne. W szczególności przy założeniu:

a/ $v_c(s)$ - poszukiwany jest kształt ciała i fali uderzeniowej dla zadanego rozkładu prędkości na ciele,

b/ $\theta(s)$ - poszukiwany jest kształt ciała dla założonego kształtu fali uderzeniowej,

c/ $\delta(s)$ - poszukiwany jest kształt ciała dla założonej odległości fali uderzeniowej od ciała z rozważań przeprowadzonych w dalszej części pracy wynika, że można założyć tylko rozkład pochodnej $d\delta/ds(s)$, nie zaś rozkład samej funkcji.

Układy równań służące do rozwiązywania poszczególnych zagadnień podane zostaną przy szczegółowym omawianiu każdego zagadnienia.

Dla przepływu osiowo-symetrycznego układ (3.2), a więc i układ (4.1) jest nieoznaczony w punkcie spiętrzenia. Po usunięciu nieoznaczoności otrzymuje się zamiast układu (3.2) następujący układ równań:

$$(4.2) \begin{cases} \left(\frac{d\delta}{ds} \right)_0 = 0, \\ \left(\frac{d\theta}{ds} \right)_0 = - \frac{z_1}{\delta_0} \frac{1 + \frac{R_0}{\delta_0} + \frac{\delta_0}{3R_0}}{\frac{R_0}{\delta_0} + \frac{2}{3}}, \end{cases}$$

$$(4.2) \quad \left(\frac{dv}{ds} \right)_0 = \frac{Z_2}{\delta_0} \frac{1 + \frac{R_0}{\delta_0} + \frac{\delta_0}{3R_0}}{\frac{R_0}{\delta_0} + \frac{1}{3}}.$$

Dla przepływu płaskiego układ (3.1) i układ (4.1) jest oznaczony w punkcie spiętrzenia, ale wygodnie jest sprowadzić go również do podobnej postaci:

$$(4.3) \quad \begin{cases} \left(\frac{d\delta}{ds} \right)_0 = 0, \\ \left(\frac{d\theta}{ds} \right)_0 = -\frac{Z_1}{\delta_0} \left(2 + \frac{\delta_0}{R_0} \right), \\ \left(\frac{dv}{ds} \right)_0 = \frac{Z_2}{\delta_0} \left(2 + \frac{\delta_0}{R_0} \right). \end{cases}$$

Przy czym współczynniki Z_1 i Z_2 występujące w równaniach (4.2) i (4.3) zależą tylko od M_∞ i μ , i są jednakowe dla przepływu płaskiego i przepływu osiowo-symetrycznego, natomiast $R_0 = -(ds/d\theta)_0$. Prosta postać wzorów opisujących przepływ w okolicy punktu spiętrzenia pozwala przeprowadzić dokładniejszą analizę. W szczególności umożliwia to określenie wartości pochodnych w punkcie spiętrzenia założonych funkcji, dla których można otrzymać rozwiązanie dla poszczególnych zagadnień. Analiza ta zostanie przeprowadzona przy omawianiu poszczególnych zagadnień.

W niniejszej pracy omawiane są opływy symetryczne, to znaczy opływy profilów lub brył posiadających oś symetrii pokrywającą się z kierunkiem przepływu niezakłóconego. W związku z tym określone są w punkcie spiętrzenia wartości następujących funkcji:

$$v_{c0} = 0; \quad \theta_0 = \phi_0 = \pi/2;$$

Wartość funkcji δ_0 jest nieokreślona i musi być wyznaczona na podstawie dodatkowych warunków określonych przy rozwiązywaniu poszczególnych zagadnień.

4.2. Zagadnienie podstawowe

Przy rozwiązywaniu zagadnienia podstawowego określony jest kształt ciała przez założoną funkcję $\theta(s)$. Zagadnienie to rozwiązuje się w ogólnym przypadku przy pomocy następującego

układu równań:

$$(4.4) \begin{cases} \frac{d\delta}{ds} = U_1 - W_1 \frac{d\theta}{ds}, \\ \frac{d\sigma}{ds} = S_1 - T_1 \frac{d\theta}{ds}, \\ \frac{dv_c}{ds} = M_1 - N_1 \frac{d\theta}{ds}. \end{cases}$$

Przy obliczaniu pochodnych w punkcie spiętrzenia korzysta się bezpośrednio z równań (4.2) lub (4.3).

W przypadku, gdy na pewnej części ciała $\theta = \text{const.}$, układ (4.4) upraszcza się do postaci:

$$(4.5) \begin{cases} \frac{d\delta}{ds} = U_1, \\ \frac{d\sigma}{ds} = S_1, \\ \frac{dv_c}{ds} = M_1. \end{cases}$$

W szczególności wzory te mają zastosowanie przy obliczaniu opływu dookoła ciał z czołami płaskimi oraz na tych częściach profilów z czołami klinowymi i walców z czołami stożkowymi, dla których $\theta = \text{const.}$

Przy obliczaniu pochodnych w punkcie spiętrzenia dla ciał z czołami płaskimi układ (4.2) i (4.3) ulega dalszemu uproszczeniu.

Dla przepływu płaskiego przy $R = \infty$:

$$(4.6) \begin{cases} \left(\frac{d\delta}{ds}\right)_0 = 0, \\ \left(\frac{d\sigma}{ds}\right)_0 = -2 \frac{z_1}{\delta_0}, \\ \left(\frac{dv_c}{ds}\right)_0 = 2 \frac{z_2}{\delta_0}. \end{cases}$$

Natomiast dla przepływu osiowo-symetrycznego:

$$(4.7) \begin{cases} \left(\frac{d\delta}{ds}\right)_0 = 0, \\ \left(\frac{d\sigma}{ds}\right)_0 = -\frac{z_1}{\delta_0}, \end{cases}$$

$$(4.7) \left(\frac{dv_c}{dB} \right)_0 = \frac{Z_2}{\delta_0} .$$

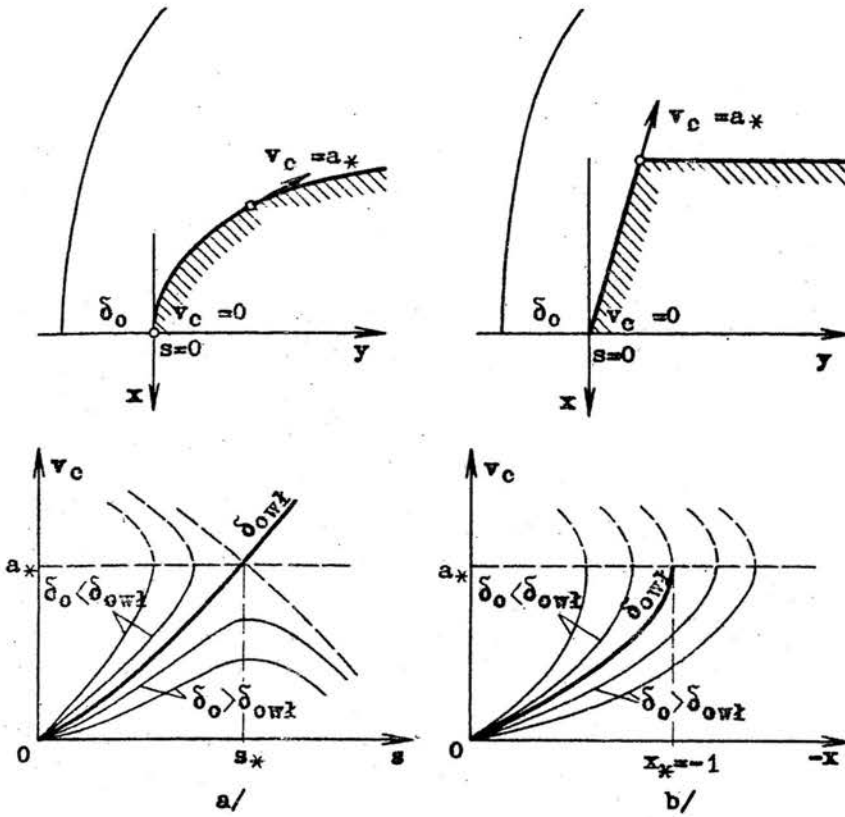
A więc pochodne θ i v_c są w przypadku przepływu płaskiego dwa razy większe od odpowiednich pochodnych dla przepływu osiowo-symetrycznego przy tej samej odległości fali uderzeniowej od ciała δ_0 .

Równania (4.2) i (4.3) nie mogą być zastosowane do obliczania opływu dookoła ostrza znajdującego się w punkcie spiętrzenia, ponieważ w samym ostrzu $R_0=0$, a więc wszystkie pochodne są nieograniczone. Metoda rozwiązywania tego rodzaju opływów podana zostanie w dalszej części pracy.

W przypadku, gdy opływane ciało jest gładkie, tzn. funkcja $\theta(s)$ jest ciągła, dodatkowym założeniem, które powinno spełniać rozwiązanie, wynikające z własności fizycznych opływu jest warunek, aby prędkość rosła na ciełe łagodnie poczynając od punktu spiętrzenia, aż do prędkości naddźwiękowych. W wyrażeniu na pochodną prędkości (3.1) i (3.2) występuje w mianowniku czynnik B, który zeruje w punkcie, w którym prędkość na ciełe osiąga prędkość krytyczną. Powinien w tym miejscu zerować również licznik. A więc warunkiem pozwalającym określić wartość δ_0 jest skończona wartość pochodnej prędkości w punkcie osobliwym ($v_c = a_{\infty}$). Warunek ten został podany przez Dorodnicyna i jest powszechnie stosowany przez innych autorów.

W przypadku, gdy istnieje na profilu lub bryle obrotowej naroże określające położenie punktu krytycznego, nie można zażądać jednoczesnego zerowania licznika i mianownika, gdyż pochodna prędkości jest tam nieograniczona. W pracy została zastosowana metoda zaproponowana przez Bazżina [22], polegająca na określeniu wartości δ_0 na podstawie zerowania w narożu tylko mianownika. Inną metodę określania wartości δ_0 przy istnieniu naroża, określającego położenie punktu krytycznego zaproponował Vaglio-Laurin [8].

Na rys.4.1 przedstawiony jest rozkład prędkości na powierzchni ciała w zależności od założonej wartości δ_0 , przy czym na rys.4.1.a dla ciała gładkiego, a na rys.4.1.b dla ciała z narożem w punkcie krytycznym.



Rys. 4.1

4.3. Pierwsze zagadnienie odwrotne

Pierwsze zagadnienie odwrotne, bardzo ważne z punktu widzenia zastosowań praktycznych, polega na znalezieniu kształtu ciała dla założonego rozkładu prędkości na jego powierzchni, co jest równoznaczne z założeniem rozkładu ciśnienia na powierzchni opływającego ciała.

Korzystając z układu (4.1) otrzymuje się wzory na obliczenie pochodnych poszczególnych funkcji:

$$(4.8) \quad \begin{cases} \frac{d\theta}{ds} = \frac{M_1 - \frac{dv_c}{ds}}{N_1}, \\ \frac{d\delta}{ds} = U_1 - W_1 \frac{d\theta}{ds}, \\ \frac{d\phi}{ds} = S_1 - T_1 \frac{d\theta}{ds}. \end{cases}$$

Dla obliczenia pochodnych w punkcie spiętrzenia otrzymuje się następujące układy równań.

a/ Dla przepływu płaskiego na podstawie 4.3 :

$$(4.9) \begin{cases} \left(\frac{d\theta}{ds}\right)_0 = -\frac{1}{R_0} , \\ \left(\frac{d\delta}{ds}\right)_0 = 0 , \\ \left(\frac{dv_c}{ds}\right)_0 = -\frac{Z_1}{\delta_0} \cdot 2 + \frac{\delta_0}{R_0} , \end{cases}$$

przy czym

$$\frac{R_0}{\delta_0} = \frac{1}{\left(\frac{dv_c}{ds}\right)_0 \frac{\delta_0}{Z_2} - 2} .$$

Z powyższego wynika, że przy założeniu pochodnej prędkości w punkcie spiętrzenia

$$\left(\frac{dv_c}{ds}\right)_0 > 2 \frac{Z_2}{\delta_0}$$

otrzymuje się ciało wypukłe w punkcie spiętrzenia, natomiast przy założeniu

$$2 \frac{Z_2}{\delta_0} > \left(\frac{dv_c}{ds}\right)_0 > \frac{Z_2}{\delta_0}$$

otrzymuje się ciało wklęsłe. Przy założeniu pochodnej prędkości

$$\left(\frac{dv_c}{ds}\right)_0 < \frac{Z_2}{\delta_0}$$

normalne do ciała w okolicy punktu spiętrzenia będą przecinały się przed falą uderzeniową, co uniemożliwia uzyskanie rozwiązania. Warunek ten będzie wykorzystany również do określenia braku rozwiązania przy omawianiu pozostałych zagadnień.

b/ Dla przepływu osiowo-symetrycznego na podstawie 4.2 :

$$(4.10) \left(\frac{d\theta}{ds}\right)_0 = -\frac{1}{R_0} ,$$

$$(4.10) \quad \left\{ \begin{array}{l} \left(\frac{d\delta}{ds}\right)_0 = 0, \\ \left(\frac{d\delta}{ds}\right)_0 = -\frac{z_1}{\delta_0} \frac{1 + \frac{R_0}{\delta_0} + \frac{\delta_0}{3R_0}}{\frac{R_0}{\delta_0} + \frac{2}{3}}, \end{array} \right.$$

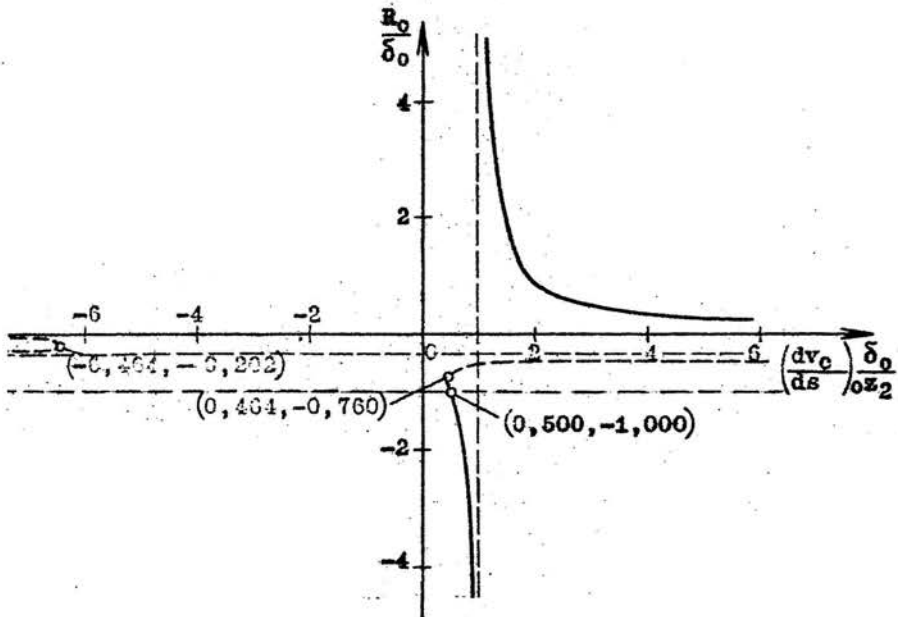
przy czym

$$\left(\frac{R_0}{\delta_0}\right)_{1,2} = \frac{-\left[\frac{1}{3}\left(\frac{dv_c}{ds}\right)_0 \frac{\delta_0}{z_2} - 1\right] \pm \sqrt{\left[\frac{1}{3}\left(\frac{dv_c}{ds}\right)_0 \frac{\delta_0}{z_2} - 1\right]^2 - \frac{4}{3}\left[\left(\frac{dv_c}{ds}\right)_0 \frac{\delta_0}{z_2} - 1\right]}}{2\left[\left(\frac{dv_c}{ds}\right)_0 \frac{\delta_0}{z_2} - 1\right]}.$$

Przedstawiając powyższą zależność na wykresie

$$\frac{R_0}{\delta_0} = f\left[\left(\frac{dv_c}{ds}\right)_0 \frac{\delta_0}{z_2}\right]$$

(rys 4.2) można określić zakresy rozwiązania.



Rys. 4.2

Mianowicie dla $R_0/\delta_0 > 0$ otrzymuje się ciało wypukłe, dla wartości $R_0/\delta_0 < -1$ otrzymuje się ciało wklęsłe, natomiast w zakresie $0 > R_0/\delta_0 > -1$ brak rozwiązania z przyczyn uprzednio omówionych.

A więc przy założeniu pochodnej prędkości

$$\left(\frac{dv_c}{ds}\right)_0 > \frac{Z_2}{\delta_0}$$

otrzymuje się ciało wypukłe w punkcie spiętrzenia, w zakresie

$$\frac{Z_2}{\delta_0} > \left(\frac{dv_c}{ds}\right)_0 > \frac{1}{2} \frac{Z_2}{\delta_0}$$

otrzymuje się ciało wklęsłe, natomiast przy założeniu pochodnej prędkości

$$\left(\frac{dv_c}{ds}\right)_0 < \frac{1}{2} \frac{Z_2}{\delta_0}$$

nie można uzyskać rozwiązania.

Jeżeli zażąda się, aby kształt opływającego ciała nie posiadał naroży ani punktów przecięcia, możemy sformułować dodatkowy warunek, służący do wyznaczenia wartości δ_0 , aby jednocześnie zniknęły licznik i mianownik wyrażenia na pochodną $d\theta/ds$ w układzie równań (4.8). Warunek ten został podany przez Kentzera [27]. Po wstawieniu wartości pochodnej $d\theta/ds$ do wzorów na pozostałe pochodne otrzymuje się:

$$\frac{d\delta}{ds} = \frac{N_1 S_1 - T_1 \left(M_1 - \frac{dv_c}{ds} \right)}{N_1},$$

$$\frac{d\delta}{ds} = \frac{N_1 U_1 - W_1 \left(M_1 - \frac{dv_c}{ds} \right)}{N_1}.$$

Mianowniki powyższych wyrażeń zerują jednocześnie z mianownikiem $d\theta/ds$. Wydaje się więc, że mogą istnieć trzy warunki (zerowanie trzech liczników), pozwalające na określenie δ_0 . Jednak łatwo wykazać, że jeśli zeruje mianownik $N_1=0$ i zeruje licznik pochodnej $d\theta/ds$

$$M_1 - \frac{dv_c}{ds} = 0$$

to zerują jednocześnie liczniki pozostałych pochodnych.

$$N_1 S_1 - T_1 \left(M_1 - \frac{dv_c}{ds} \right) = 0 ,$$

$$N_1 U_1 - W_1 \left(M_1 - \frac{dv_c}{ds} \right) = 0 .$$

Istnieje więc tylko jeden warunek na określenie wartości δ_0 .

4.4. Drugie zagadnienie odwrotne

Polega ono na znalezieniu kształtu ciała oraz rozkładu prędkości na jego powierzchni dla założonego kształtu fali uderzeniowej $\delta(s)$.

Korzystając z układu równań (4.1) otrzymuje się wzory na obliczanie pochodnych poszukiwanych funkcji

$$(4.11) \quad \begin{cases} \frac{d\theta}{ds} = \frac{S_1 - \frac{d\delta}{ds}}{M_1} , \\ \frac{d\delta}{ds} = U_1 - W_1 \frac{d\theta}{ds} , \\ \frac{dv_c}{ds} = M_1 - N_1 \frac{d\theta}{ds} . \end{cases}$$

Dla obliczenia pochodnych w punkcie spiętrzenia otrzymuje się następujące układy równań:

a/ dla przepływu płaskiego na podstawie (4.3)

$$(4.12) \quad \begin{cases} \left(\frac{d\theta}{ds} \right)_0 = - \frac{1}{R_0} , \\ \left(\frac{d\delta}{ds} \right)_0 = 0 , \\ \left(\frac{dv_c}{ds} \right)_0 = \frac{Z_2}{\delta_0} \left(2 + \frac{\delta_0}{R_0} \right) , \end{cases}$$

przy czym

$$\frac{R_0}{\delta_0} = - \frac{1}{\left(\frac{d\delta}{ds} \right)_0 \frac{\delta_0}{Z_1} - 2} .$$

Z powyższego wynika, że przy założeniu pochodnej

$$\left(\frac{d\delta}{ds} \right)_0 = - 2 \frac{Z_1}{\delta_0}$$

otrzymuje się ciało wypukłe w punkcie spiętrzenia, przy założeniu

$$- 2 \frac{z_1}{\delta_0} < \left(\frac{d\delta}{ds} \right)_0 < - \frac{z_1}{\delta_0}$$

otrzymuje się ciało wklęsłe, natomiast przy założeniu

$$\left(\frac{d\delta}{ds} \right)_0 > - \frac{z_1}{\delta_0}$$

nie można otrzymać rozwiązania.

b/ dla przepływu osiowo-symetrycznego na podstawie (4.2)

$$(4.13) \begin{cases} \left(\frac{d\theta}{ds} \right)_0 = - \frac{1}{R_0} , \\ \left(\frac{d\delta}{ds} \right)_0 = 0 , \\ \left(\frac{dv_c}{ds} \right)_0 = \frac{z_2}{\delta_0} \frac{1 + \frac{R_0}{\delta_0} + \frac{\delta_0}{3R_0}}{\frac{R_0}{\delta_0} + \frac{1}{3}} , \end{cases}$$

przy czym

$$\left(\frac{R_0}{\delta_0} \right)_{1,2} = \frac{- \left[\frac{2}{3} \left(\frac{d\delta}{ds} \right)_0 \frac{\delta_0}{z_1} + 1 \right] \pm \sqrt{\left[\frac{2}{3} \left(\frac{d\delta}{ds} \right)_0 \frac{\delta_0}{z_1} + 1 \right]^2 + \frac{4}{3} \left[\left(\frac{d\delta}{ds} \right)_0 \frac{\delta_0}{z_1} + 1 \right]}}{2 \left[\left(\frac{d\delta}{ds} \right)_0 \frac{\delta_0}{z_1} + 1 \right]}$$

Przedstawiając powyższą zależność na wykresie

$$\left(\frac{R_0}{\delta_0} \right) = f \left[\left(\frac{d\delta}{ds} \right)_0 \frac{\delta_0}{z_1} \right]$$

(rys. 4.3) można określić zakresy rozwiązania, podobnie, jak przy rozpatrywaniu poprzedniego zagadnienia.

A więc przy założeniu pochodnej

$$\left(\frac{d\delta}{ds} \right)_0 < - \frac{z_1}{\delta_0}$$

otrzymuje się ciało wypukłe w punkcie spiętrzenia, przy założeniu pochodnej w zakresie

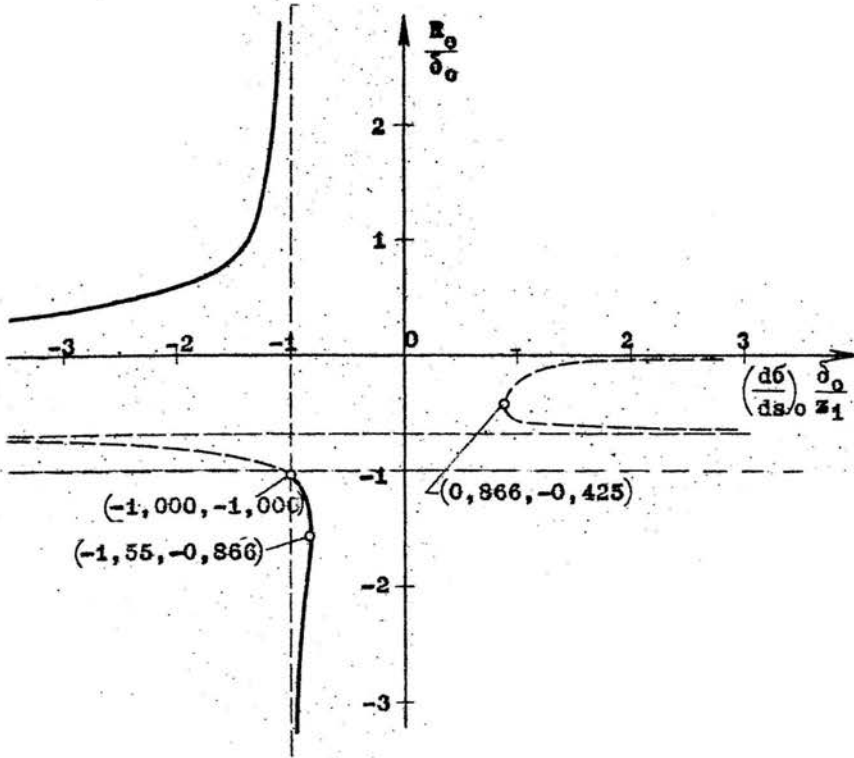
$$- \frac{z_1}{\delta_0} < \left(\frac{d\delta}{ds} \right)_0 < - 0,866 \frac{z_1}{\delta_0}$$

otrzymuje się ciało wklęsłe, przy czym w całym zakresie istnieją dwa rozwiązania.

Przy założeniu pochodnej

$$\left(\frac{d\delta}{ds_0}\right) > -0,866 \frac{z_1}{\delta_0}$$

nie można uzyskać rozwiązania.



Rys. 4.3

Vaglio-Laurin podaje, że główną wadą zagadnienia odwrotnego z założoną falą uderzeniową jest niejednoznaczność rozwiązania. Na potwierdzenie tego podaje w pracy [8] wyniki obliczeń numerycznych dla dwu ciał, przy czym jedno z nich posiada czoło płaskie, drugie natomiast jest wklęsłe. Kształt fali uderzeniowej w obu przypadkach był prawie identyczny.

Przeprowadzona wyżej analiza wyjaśnia ten fakt, gdyż przy opływie ciała wklęsłego istnieją dwa rozwiązania. Należy jednak podkreślić, że rozpatrywane tu zagadnienie odwrotne różni się od zagadnienia odwrotnego zaproponowanego przez Van-Dykę na podstawie którego opierał swoje obliczenia Vaglio-Laurin.

U Van Dyke'a kształt fali uderzeniowej założony był w płaszczyźnie (x,y) , natomiast w niniejszej pracy założony jest rozkład $\delta(s)$, a więc kształt fali a priori nie jest znany.

Klasyczne zagadnienie odwrotne, przy założeniu kształtu fali uderzeniowej w płaszczyźnie (x,y) zostało rozwiązane metodą związków całkowych w pracy Prosnaka [32].

Odległość δ_0 określa się podobnie jak w zagadnieniu podstawowym na podstawie jednoczesnego zerowania licznika i mianownika pochodnej prędkości.

4.5. Trzecie zagadnienie odwrotne

Polega ono na znalezieniu kształtu ciała dla założonej odległości fali uderzeniowej od ciała. Zagadnienie to różni się zasadniczo od poprzednio omawianych, istnieje tu bowiem pozorną możliwość założenia wartości δ_0 , która była przedmiotem poszukiwań w poprzednich zagadnieniach. Jak wynika z dalszych rozważań można założyć tylko rozkład pochonyj $d\delta/ds(s)$. Wówczas wzory na obliczenie pochodnych poszukiwanych funkcji posiadają postać

$$(4.14) \quad \begin{cases} \frac{d\theta}{ds} = \frac{U_i - \frac{d\delta}{ds}}{W_i}, \\ \frac{d\delta}{ds} = S_i - T_i \frac{d\theta}{ds}, \\ \frac{dv_c}{ds} = M_i - N_i \frac{d\theta}{ds} \end{cases}$$

W celu rozpatrzenia warunków początkowych korzysta się z następującej zależności geometrycznej

$$\frac{d\theta}{ds} = \frac{1}{\delta} \left[\frac{\frac{d\delta}{ds}}{\operatorname{tg}(\delta - \theta)} - 1 \right]$$

Pochodna $(d\delta/ds)$ oraz $\operatorname{tg}(\delta - \theta)$ zerują jednocześnie w punkcie spiętrzenia. Zatem pochodna $(d\theta/ds)_0$ jest nieokreślona w punkcie spiętrzenia i trzeba ją oddzielnie zbadać

$$\lim_{\substack{\theta \rightarrow \pi/2 \\ \delta \rightarrow \pi/2 \\ d\delta/ds \rightarrow 0}} \frac{\frac{d\delta}{ds}}{\operatorname{tg}(\delta - \theta)} = \frac{\left(\frac{d^2\delta}{ds^2}\right)_0}{\left(\frac{d\delta}{ds}\right)_0 - \left(\frac{d\theta}{ds}\right)_0}$$

A więc do określenia pochodnych w punkcie spiętrzenia istnieje następujący układ trzech równań:

$$(4.15) \begin{cases} \left(\frac{d\theta}{ds}\right)_0 = \frac{1}{\delta_0} \left[\frac{\left(\frac{d^2\delta}{ds^2}\right)_0}{\left(\frac{d\delta}{ds}\right)_0 - \left(\frac{d\theta}{ds}\right)_0} - 1 \right], \\ \left(\frac{d\phi}{ds}\right)_0 = S_1 - T_1 \left(\frac{d\theta}{ds}\right)_0, \\ \left(\frac{dv}{ds}\right)_0 = M_1 - N_1 \left(\frac{d\theta}{ds}\right)_0. \end{cases}$$

Z powyższych rozważań wynika, że można założyć w punkcie spiętrzenia tylko drugą pochodną $\left(\frac{d^2\delta}{ds^2}\right)_0$. Pierwsza pochodna $\left(\frac{d\delta}{ds}\right)_0 = 0$, a wartość δ_0 jest nieznaną. Wyznacza się ją na podstawie jednoczesnego zerowania licznika i mianownika pochodnej prędkości w punkcie krytycznym.

4.6. Zależność współczynników Z_1 i Z_2 od M_∞ i κ

Podane w poprzednich rozdziałach ograniczenia na pochodne w punkcie spiętrzenia posiadają duże znaczenie praktyczne przy rozwiązywaniu poszczególnych zagadnień. W celu obliczenia konkretnych wartości liczbowych poszczególnych pochodnych podane są poniżej tablice zawierające zależność współczynników Z_1 i Z_2 od M_∞ i κ .

Tablica współczynników Z_1

$M_\infty \backslash \kappa$	1,2	1,4	1,66
2,68	0,13176	0,18457	0,25243
3,00	0,11335	0,16490	0,23101
4,00	0,08366	0,13325	0,19664
5,00	0,07075	0,11952	0,18175
6,00	0,06394	0,11228	0,17391

Tablica współczynników Z_2

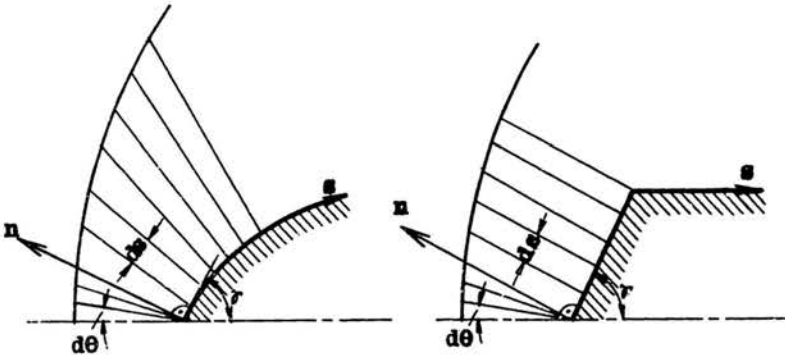
$M_\infty \backslash \kappa$	1,2	1,4	1,66
2,68	0,06692	0,10229	0,13827
3,00	0,06323	0,09844	0,13462
4,00	0,05603	0,09120	0,12789
5,00	0,05225	0,08755	0,12458
6,00	0,05004	0,08547	0,12272

5. Rozwiązywanie opływu dookoła ciał z ostrzami w punkcie spiętrzenia

Ponieważ wszystkie pochodne względem (s) są nieograniczone w ostrzu znajdującym się w punkcie spiętrzenia, zaproponowano zamianę zmiennej niezależnej w ostrzu z (s) na (θ), co przy wykorzystaniu warunku $d\theta/ds = \infty$ prowadzi do układu równań:

$$(5.1) \quad \begin{cases} \frac{d\delta}{d\theta} = -W_i, \\ \frac{d\delta}{d\theta} = -T_i, \\ \frac{dv_c}{d\theta} = -N_i. \end{cases}$$

Z chwilą, gdy θ osiągnie wartość kąta ostrza δ dalsze całkowanie przeprowadza się przy pomocy wzorów (4.4) lub (4.5) (rys. 5.1).



Rys. 5.1

Układ (5.1) sprowadza się do prostej postaci w samym punkcie spiętrzenia ($\theta = \delta = \pi/2$) przy wykorzystaniu współczynników Z_1 i Z_2 . Mianowicie:

a/ dla przepływu płaskiego

$$(5.2) \quad \begin{cases} \left(\frac{d\delta}{d\theta}\right)_0 = 0, \\ \left(\frac{d\delta}{d\theta}\right)_0 = -\frac{Z_1}{2}, \\ \left(\frac{dv_c}{d\theta}\right)_0 = Z_2. \end{cases}$$

b/ dla przepływu osiowo-symetrycznego

$$(5.3) \begin{cases} \left(\frac{d\delta}{d\theta}\right)_0 = 0, \\ \left(\frac{d\delta}{d\theta}\right)_0 = -Z_1, \\ \left(\frac{dv_c}{d\theta}\right)_0 = Z_2. \end{cases}$$

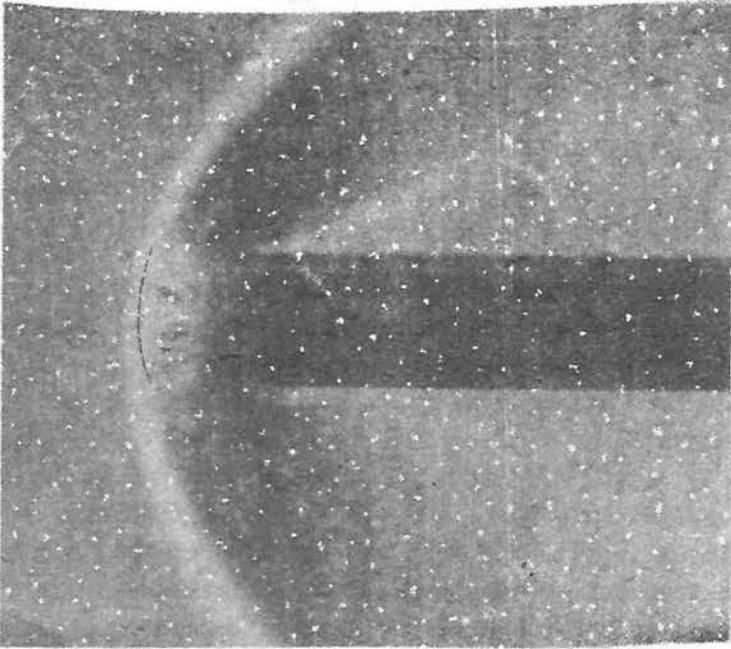
W obu przypadkach pochodne δ i v_c nie zależą od odległości fali uderzeniowej od ciała δ_0 , z tym, że pochodna prędkości dla przepływu płaskiego posiada taką samą wartość jak dla przepływu osiowo-symetrycznego, a pochodna δ jest dwa razy mniejsza.

Należy jednak zwrócić uwagę, że pochodna prędkości dla obu przepływów nie równa się zero, co jest niezgodne z wnioskami innych teorii. Paradoks ten należy przypisać uproszczeniom zastosowanym przy wyprowadzaniu podstawowego układu równań metodą związków całkowych, dlatego też wprowadzono przy całkowaniu w ostrzu dodatkowe założenie, że $dv_c/d\theta=0$ dla $R=0$.

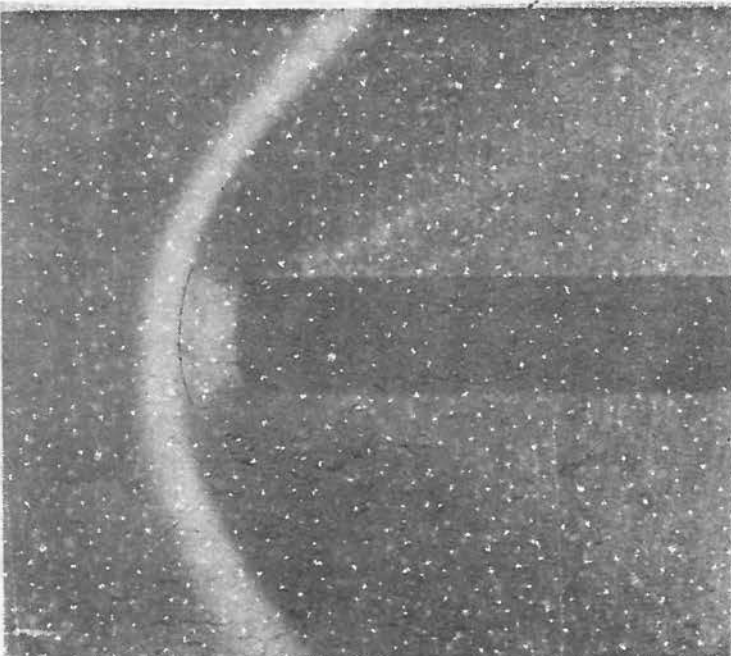
W celu sprawdzenia powyższej metody wykonano obliczenia dla profilu z czołem płaskim oraz dla walca z czołem płaskim i dla trzech profili z czołami klinowymi oraz trzech walców z czołami stożkowymi o półkątzie rozwarcia $\delta=80^\circ, 70^\circ$ i 60° . Dla wszystkich przypadków $M_\infty=2,68$, a $\mu=1,4$. Wyniki obliczeń porównano z pomiarami doświadczalnymi obejmującymi kształt fali uderzeniowej. Ze względu na małe wymiary modeli (dla przepływu płaskiego grubość modeli wynosiła 3,5 mm, dla przepływu osiowo-symetrycznego średnica modeli wynosiła 8mm) nie udało się uzyskać pomiarów rozkładu ciśnienia.

Na rysunkach 5.2, 5.3, 5.4, 5.5, 5.6, 5.7, 5.8 i 5.9 przedstawiono fotografię modelu i fali uderzeniowej dla poszczególnych modeli. Linia przerywaną pokazano położenie fali uderzeniowej otrzymane na podstawie obliczeń.

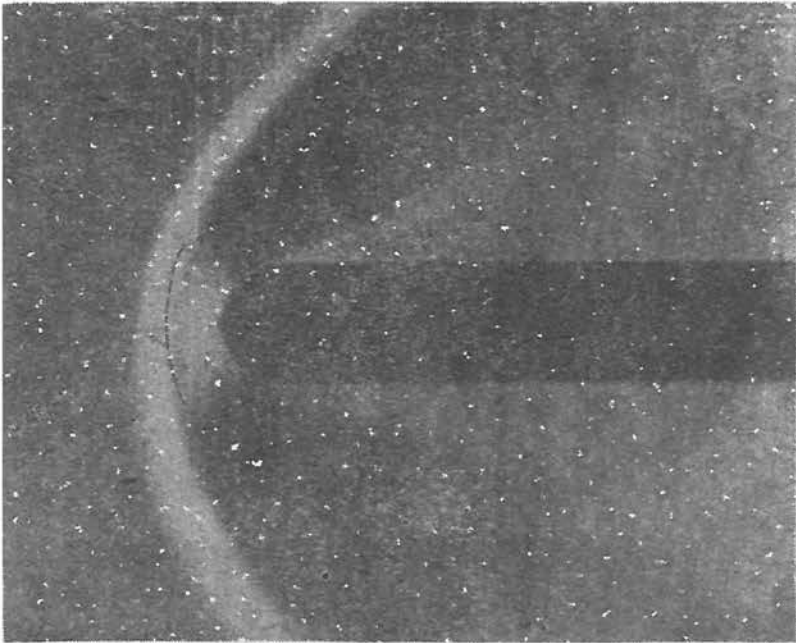
Na rysunkach 5.10 i 5.11 pokazano rozkłady prędkości i rozkłady ciśnienia na powierzchni ciała otrzymane na podstawie obliczeń numerycznych.



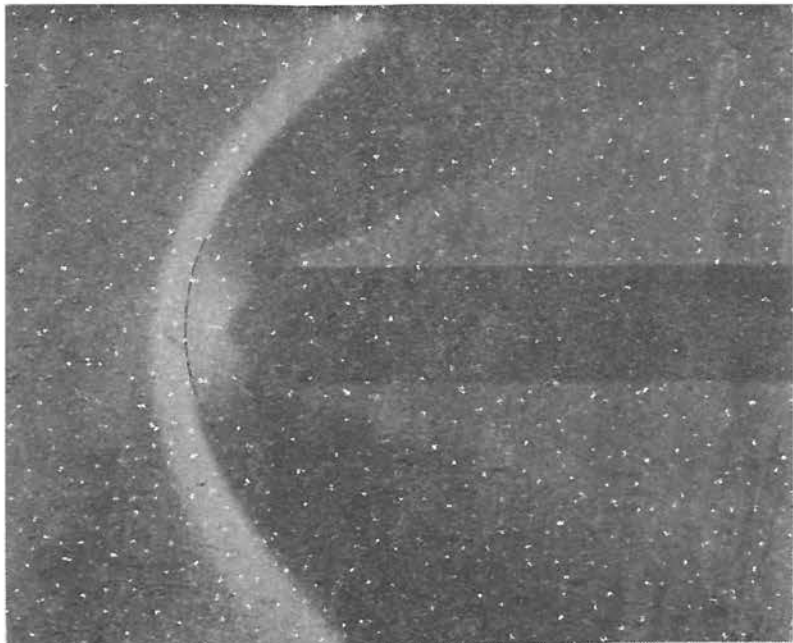
Rys. 5.2. Opływ płaski. $\delta = 90^\circ$



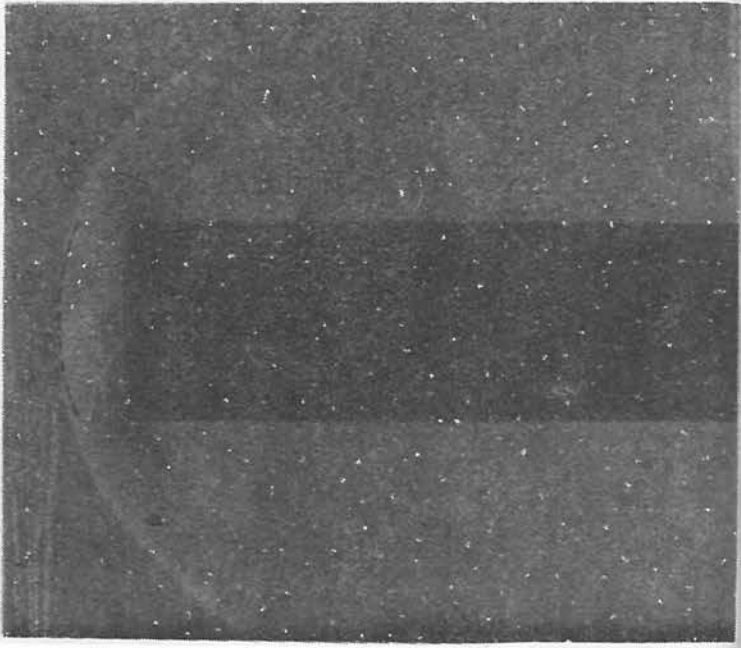
Rys. 5.3. Opływ płaski. $\delta = 80^\circ$



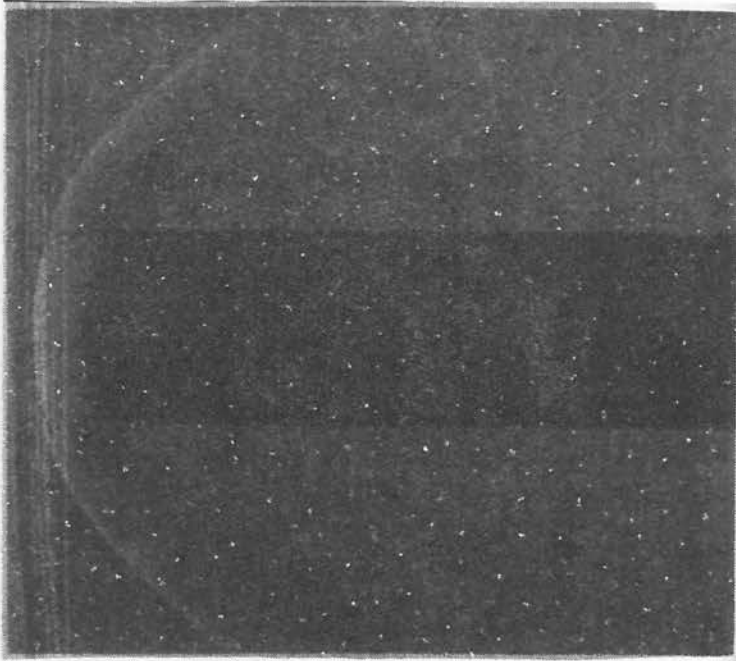
Rys. 5.4. Opływ płaski. $\delta = 70^\circ$



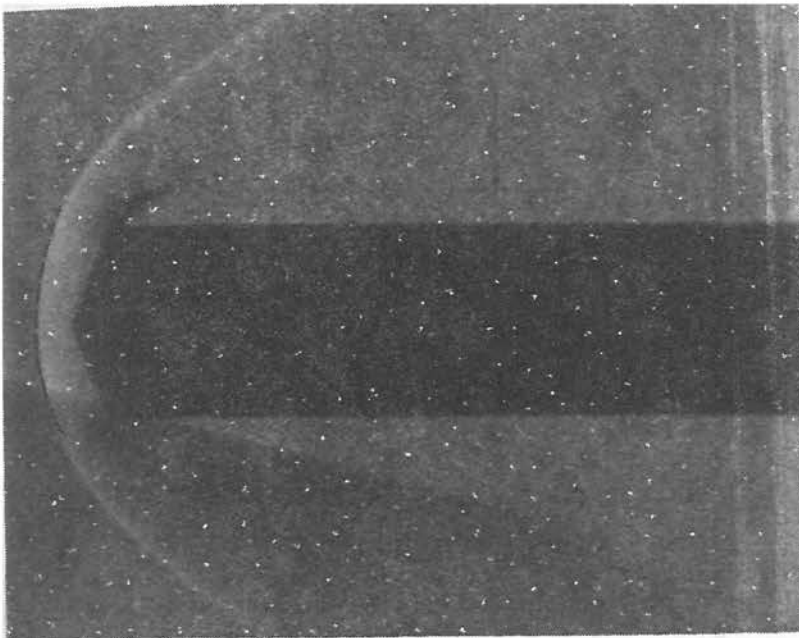
Rys. 5.5. Opływ płaski. $\delta = 60^\circ$



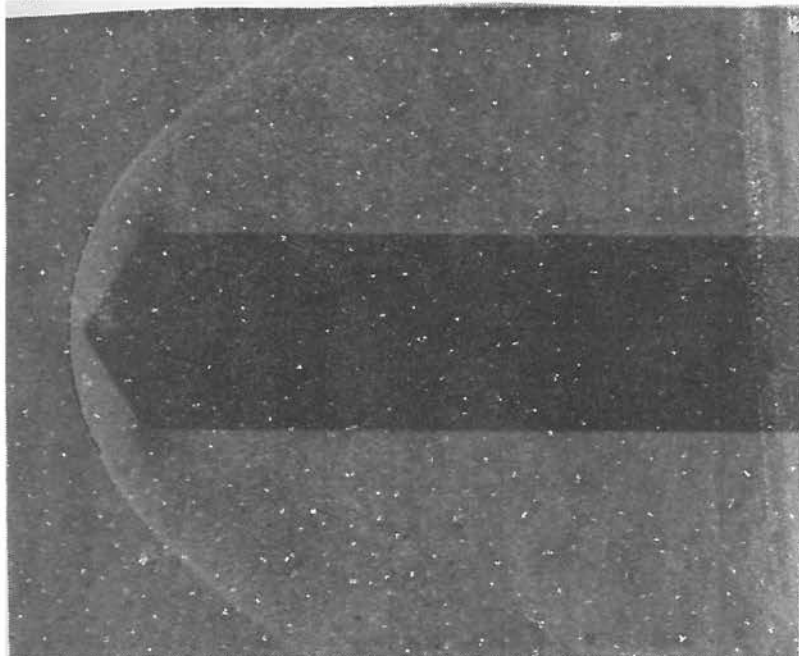
Rys. 5.6. Optyw osiowo-symetryczny. $\delta = 90^\circ$



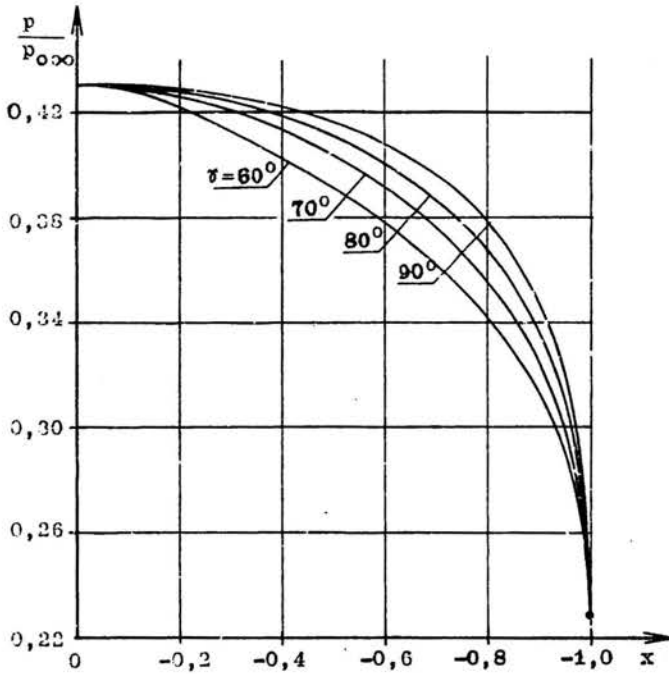
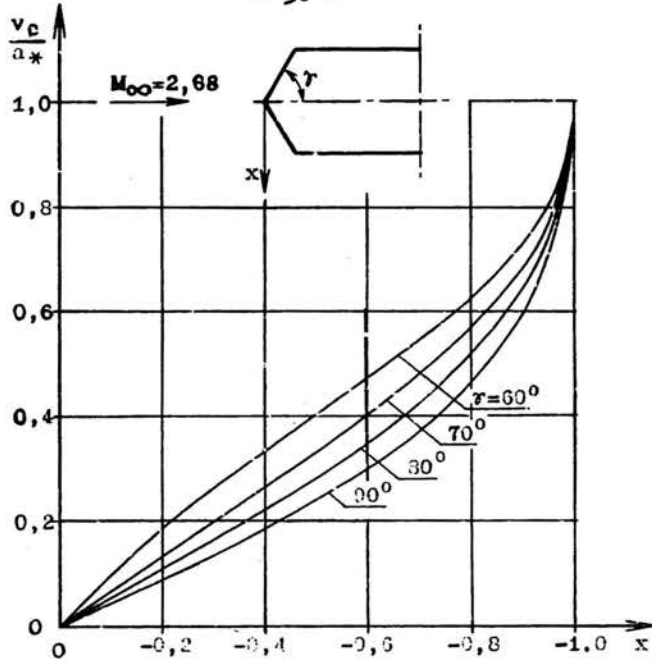
Rys. 5.7. Optyw osiowo-symetryczny. $\delta = 80^\circ$



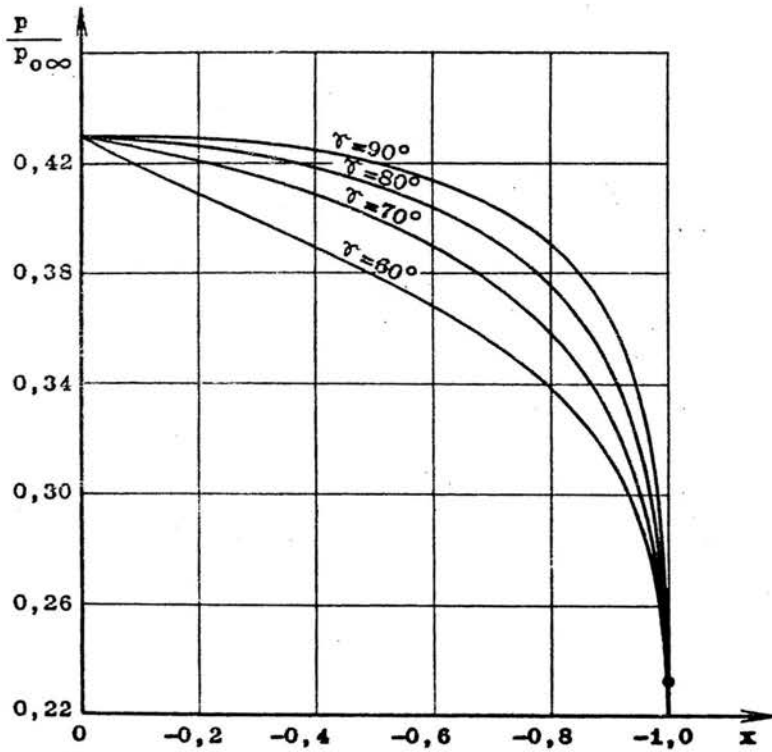
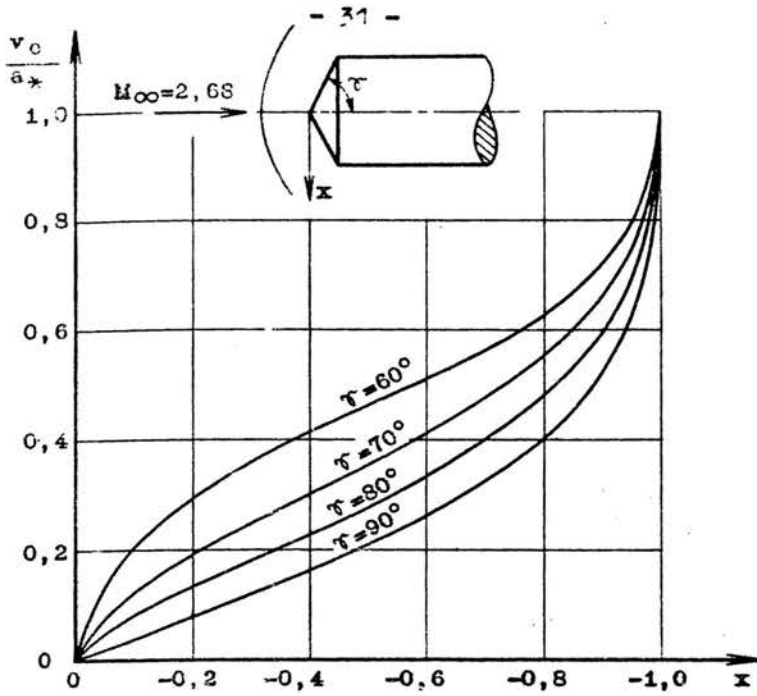
Rys. 5.8. Optyw osiowo-symetryczny. $\gamma^* = 70^\circ$



Rys. 5.9. Optyw osiowo-symetryczny. $\gamma^* = 60^\circ$



Rys. 5.10



Rys. 5.11

6. Ograniczenia metody związków całkowych w zastosowaniu do zagadnienia podstawowego

6.1. Uwagi wstępne

Przy obliczaniu opływu dookoła ciał o małych promieniach krzywizny w okolicy punktu krytycznego stwierdzono, że mogą występować następujące przypadki:

a/ bezwzględna wartość licznika pochodnej prędkości rośnie nieograniczenie w okolicy punktu krytycznego,

b/ dla żadnej wartości δ_0 licznik w ogóle nie zeruje.

W celu wyjaśnienia przyczyn występowania powyższych przypadków przeprowadzono analizę układu równań różniczkowych zwyczajnych rządzących przepływem. Z powodu złożonej formy powyższych równań ograniczono się do przepływu płaskiego z liczbą Macha $M_\infty=3$ i wykładnika izentropy $\kappa=1,4$. Należy bowiem podkreślić, że analiza przeprowadzona w niniejszej pracy ma na celu pokazanie przyczyn występowania wymienionych anomalii. Podane tu wartości liczbowe mają raczej charakter informacyjny.

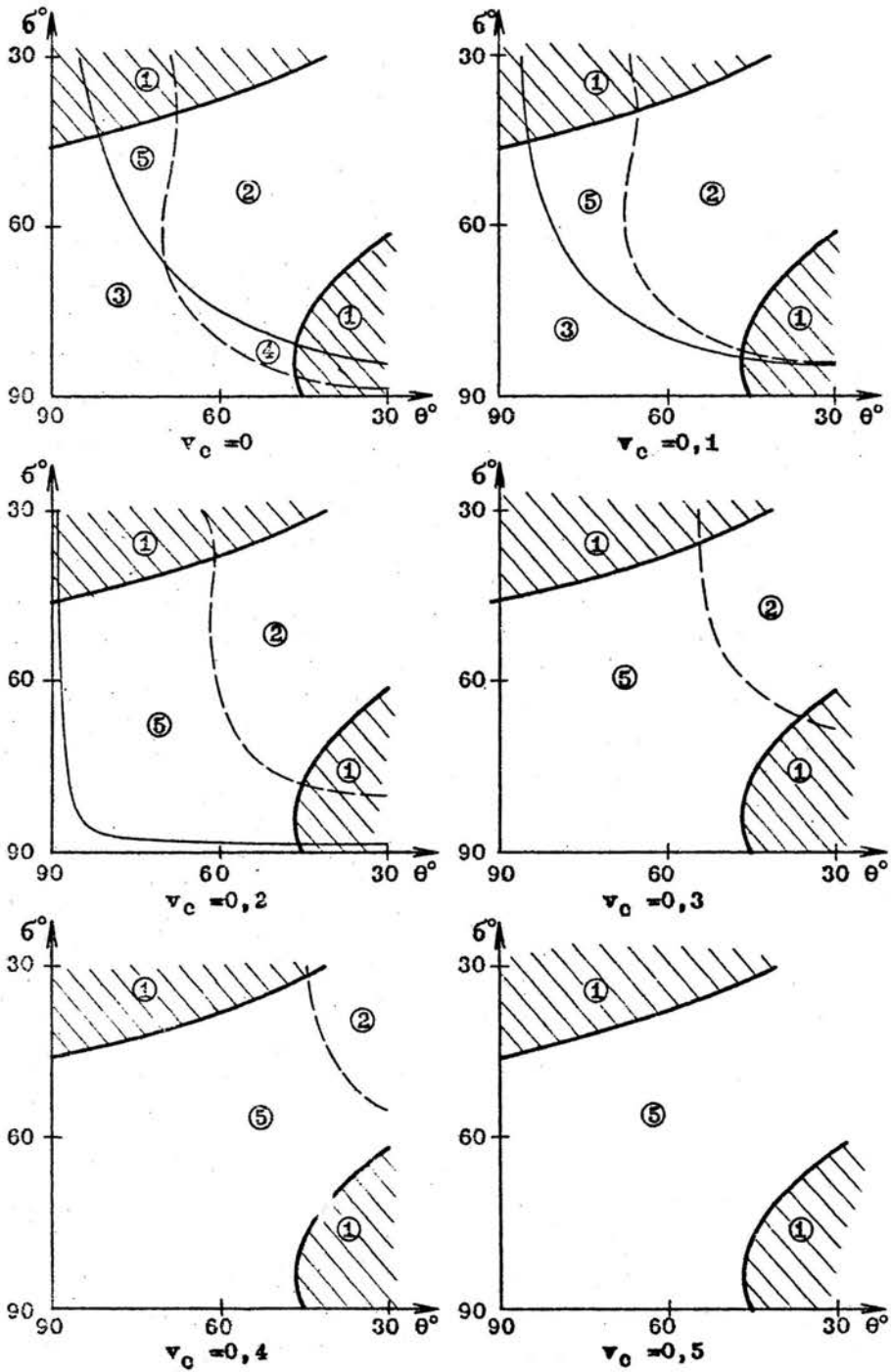
Dzięki dodatkowej analizie udało się sprowadzić układ(4.1) dla przepływu płaskiego do postaci:

$$(6.1) \quad \begin{cases} \frac{d\delta}{ds} = L_1 + \frac{\delta}{R} L_1, \\ \frac{d\delta}{ds} = \frac{\Omega_1}{E_1} \frac{1}{\delta} + \frac{\Omega_2}{E_1} \frac{1}{R}, \\ \frac{dv_c}{ds} = \frac{\Omega_3}{B} \frac{1}{\delta} + \frac{\Omega_4}{B} \frac{1}{R}. \end{cases}$$

6.2. Analiza pochodnej kąta fali uderzeniowej

Pochodna kąta fali uderzeniowej $d\delta/ds$ w przyjętym układzie współrzędnych powinna być ujemna w całym zakresie całkowania. Równanie (6.1) pozwala przeanalizować jej wartość. W tym celu sporządzono wykresy (rys.6.1), na których dla prędkości $v_c = 0; 0,1; 0,2; 0,3; 0,4$ i $0,5$ przedstawione są następujące linie:

- a/ $E_1=0$ (linią grubą), położenie jej nie zależy od v_c ,
- b/ $\Omega_1=0$ (linią cienką),
- c/ $\Omega_2=0$ (linią przerywaną).



Rys. 6.1

Omawianymi liniami płaszczyzna θ, ϕ została podzielona na obszary o dodatnich lub ujemnych współczynnikach Ω_1, Ω_2 i E_1 . W zależności od znaków współczynników w poszczególnych polach można określić znak pochodnej ϕ , a mianowicie:

a/ na liniach $E_1=0$ otrzymuje się nieskończoną wartość pochodnej ϕ , dlatego też linia całkowa wychodząca z początku układu ($\theta = \phi = \pi/2$) nie może przechodzić poza linię $E_1=0$. Obszar (1) poza linią $E_1=0$ jest więc zakreślowany.

b/ w obszarach (2), w których $E_1 > 0, \Omega_1 > 0$ i $\Omega_2 > 0$ wartość pochodnej ϕ jest dodatnia (niewłaściwa) niezależnie od lokalnej wartości δ i R.

c/ w obszarach (3), w których $E_1 > 0, \Omega_1 < 0$ i $\Omega_2 < 0$, wartość pochodnej ϕ jest ujemna niezależnie od lokalnej wartości δ i R.

d/ w obszarach (4), w których $E_1 > 0, \Omega_1 > 0$, a $\Omega_2 < 0$ musi być spełniony warunek

$$\frac{\Omega_1}{\delta} < \frac{\Omega_2}{R}$$

na to, aby otrzymać ujemną wartość pochodnej ϕ .

e/ w obszarach (5), w których $E_1 > 0, \Omega_1 < 0$, a $\Omega_2 > 0$ musi być spełniony warunek

$$\frac{\Omega_1}{\delta} > \frac{\Omega_2}{R}$$

na to, aby otrzymać ujemną wartość pochodnej ϕ .

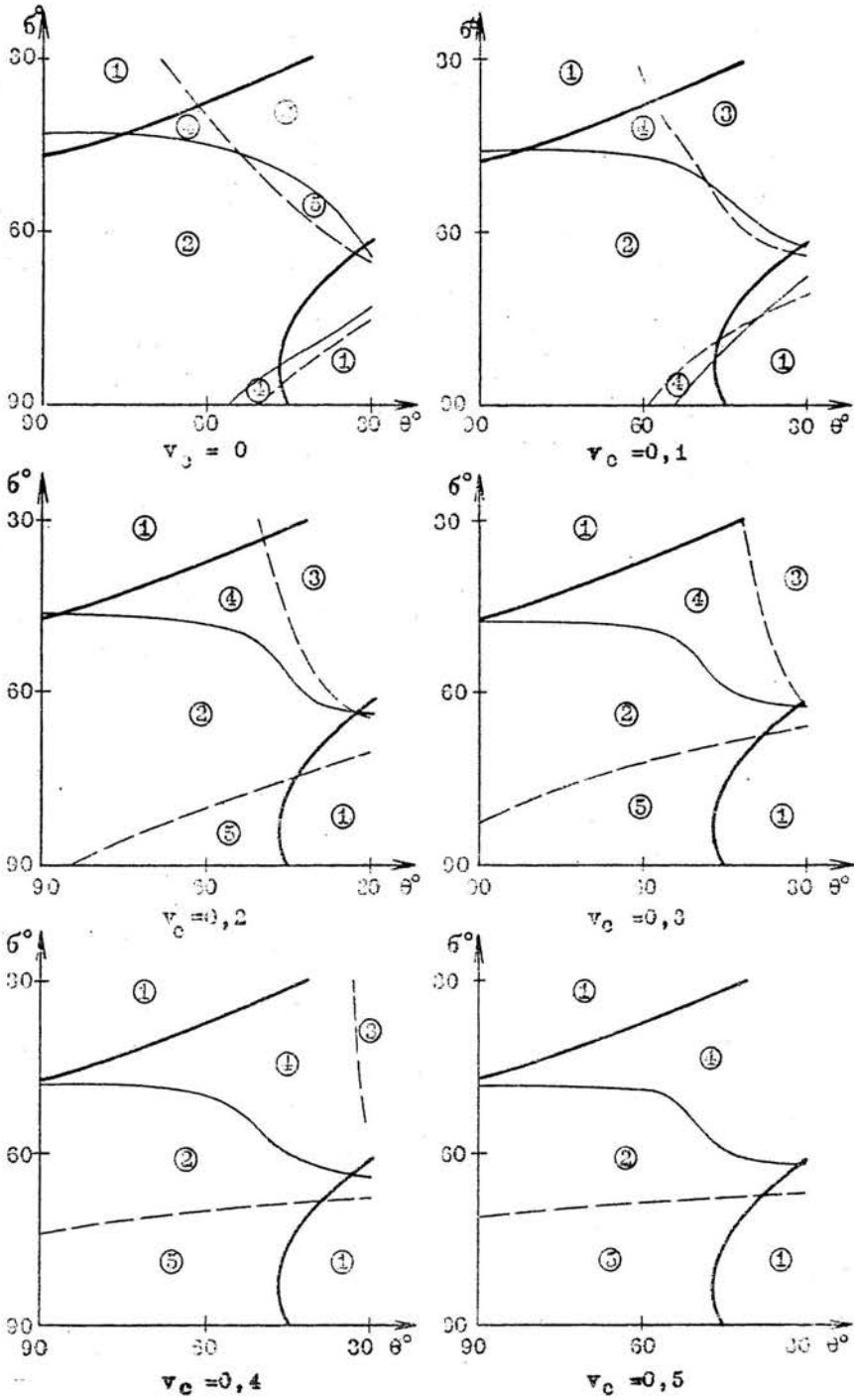
Fakt, czy znajdziemy się w trakcie całkowania w tym lub innym obszarze zależy od kształtu ciała i przyjętej wartości δ_0 , tym niemniej można tu podać ogólne wnioski:

1. Małe promienie krzywizny ciała w okolicy punktu spiętrzenia (małe prędkości) nie wpływają na znak pochodnej ϕ , natomiast w pobliżu punktu krytycznego mogą stać się przyczyną niezyskania rozwiązania.

2. Można w trakcie całkowania otrzymać nieskończoną wartość pochodnej ϕ , jeżeli zbliżymy się do linii $E_1=0$.

6.3. Analiza pochodnej prędkości

W celu przeprowadzenia podobnej analizy dla pochodnej prędkości sporządzono wykresy (rys.6.2) dla prędkości $v_c=0; 0,1; 0,2; 0,3; 0,4$ i $0,5$, na których przedstawione są następujące



Rys. 6.2

linie:

- a/ $E_1=0$ (linią grubą), na tej linii $\Omega_3=\infty$ i $\Omega_4=\infty$,
- b/ $\Omega_3=0$ (linią cienką),
- c/ $\Omega_4=0$ (linią przerywaną).

W tym przypadku otrzymuje się również obszary o różnych znakach Ω_3 , Ω_4 i E_1 . W zależności od ich znaku można określić znak licznika pochodnej prędkości. Jak wiadomo licznik powinien być dodatni dla prędkości poddźwiękowych i ujemny dla prędkości naddźwiękowych.

a/ na liniach $E_1=0$ otrzymuje się nieskończone wartości pochodnej prędkości, a więc w obszarach (1) nie można uzyskać rozwiązania.

b/ w obszarach (2) $\Omega_3 > 0$ i $\Omega_4 > 0$, a więc licznik pochodnej prędkości jest zawsze dodatni.

c/ w obszarach (3) $\Omega_3 < 0$ i $\Omega_4 < 0$, a więc licznik pochodnej prędkości jest zawsze ujemny.

d/ w obszarach (4) $\Omega_3 > 0$, a $\Omega_4 < 0$, a więc musi być spełniony warunek

$$\frac{\Omega_3}{\delta} < \frac{\Omega_4}{R}$$

na to, aby licznik pochodnej prędkości był ujemny.

e/ w obszarach (5) $\Omega_3 < 0$, a $\Omega_4 > 0$, a więc musi być spełniony warunek

$$\frac{\Omega_3}{\delta} > \frac{\Omega_4}{R}$$

na to, aby licznik pochodnej prędkości był ujemny.

Z powyższej analizy wynikają następujące wnioski:

1. Rzeczywiście istnieją obszary, w których niezależnie od lokalnych wartości δ i R licznik pochodnej prędkości posiada zawsze dodatnią wartość, a więc nie jest możliwe uzyskanie rozwiązania.

2. Można uzyskać nieskończoną wartość pochodnej prędkości, jeżeli w trakcie całkowania zbliżymy się do linii $E_1=0$.

3. Ponieważ prędkość krytyczną osiąga się przeważnie w obszarze, w którym w celu uzyskania ujemnej wartości licznika powinno być $\Omega_3/\delta > \Omega_4/R$, nie można uzyskać rozwiązania dla ciał o małych promieniach krzywizny w okolicy punktu krytycznego.

Powyższe wnioski tłumaczą, dlaczego nie można otrzymać omawianą metodą rozwiązania dla dostatecznie wydłużonych elips ustawionych dłuższą osią prostopadle do kierunku przepływu niezakłóconego, oraz dla ciał o małych promieniach krzywizny w okolicy punktu krytycznego.

7. Wyniki obliczeń numerycznych

W celu uzyskania bliższych informacji o zakresie stosowalności omawianej metody przeprowadzono bezpośrednie obliczenia numeryczne.

Wykonano systematyczne obliczenia opływu dookoła ciał o różnych kształtach, opływanych z różną liczbą Macha. Obliczenia wykonano dla ciał osiowo-symetrycznych, a mianowicie dla:

a/ stożków o różnych kątach δ (typ I).

b/ stożków zaokrąglonych w punkcie spiętrzenia, przy czym kula wpisana w stożek jest styczna do stożka na połowie promienia ciała (typ II), oraz na całym promieniu (typ III).

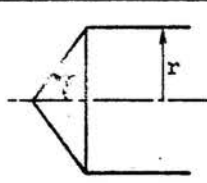
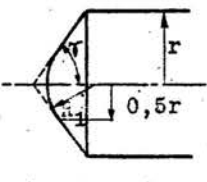
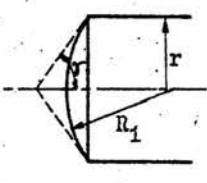
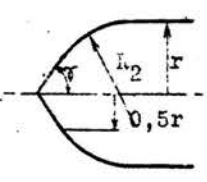
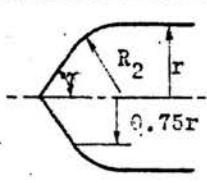
c/ stożków z zaokrągleniami na krawędzi przejścia do części cylindrycznej, przy czym promień zaokrąglenia jest styczny do stożka w połowie promienia ciała (typ IV), oraz na $3/4$ promienia ciała (typ V).

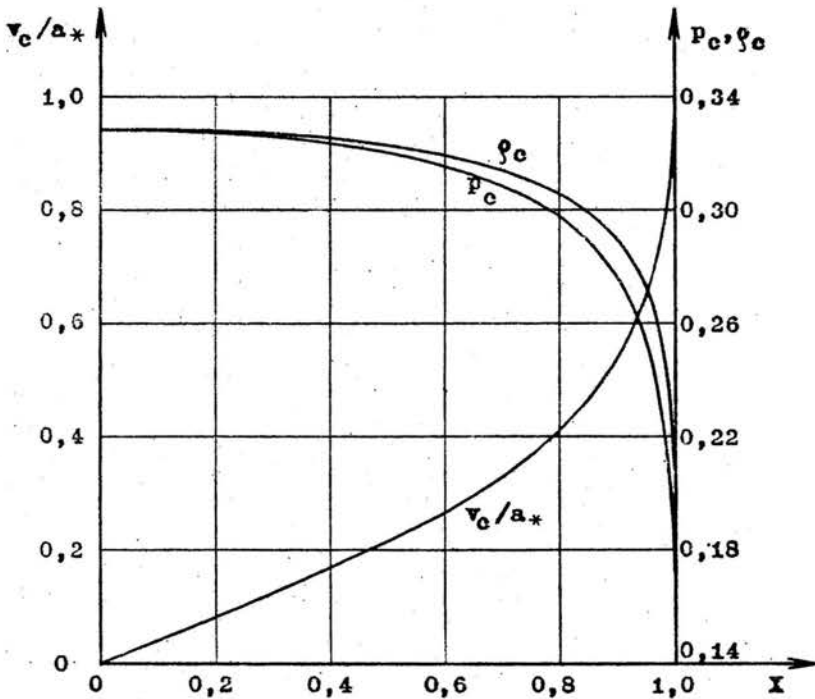
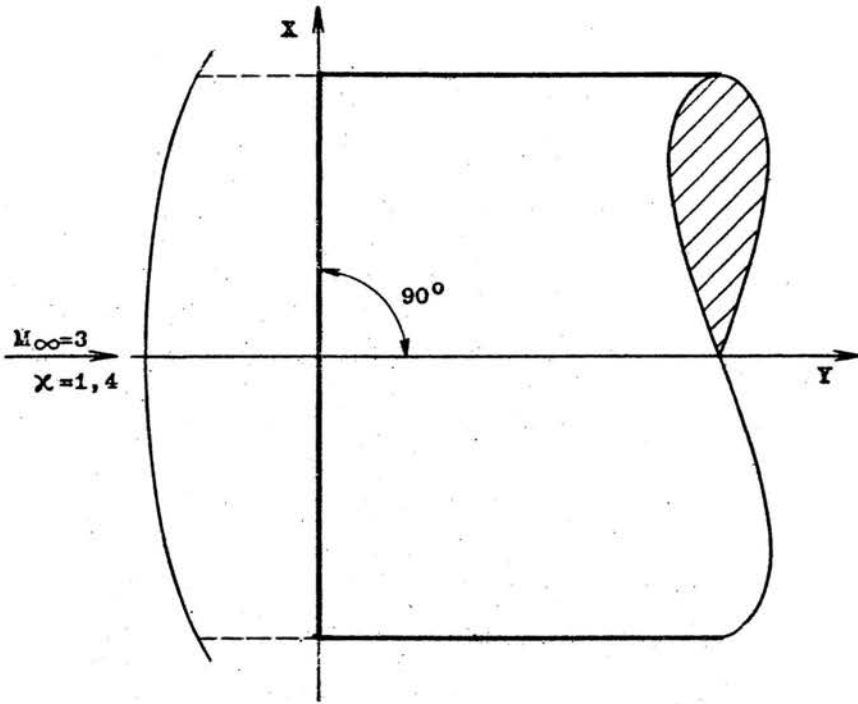
Wszystkie obliczenia wykonano dla wykładnika izentropy $\kappa = 1,4$.

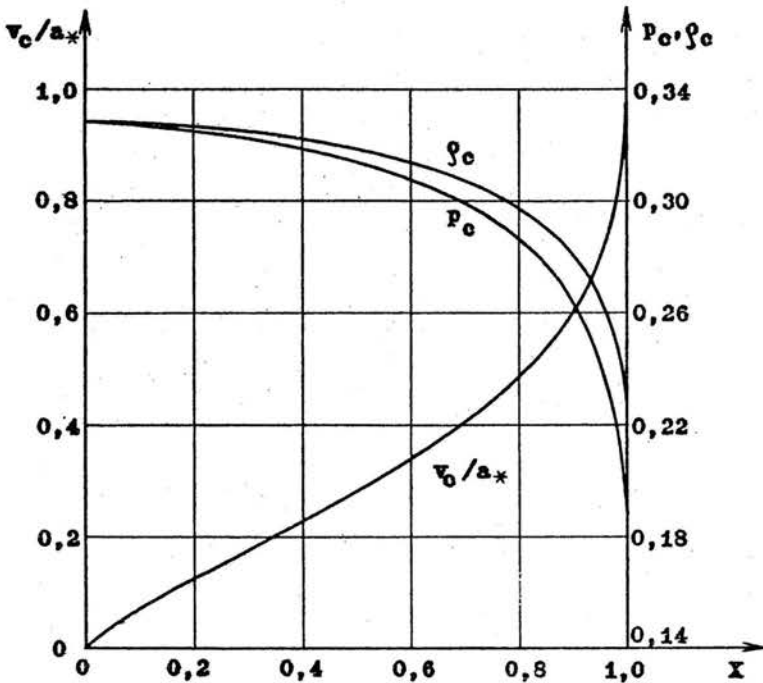
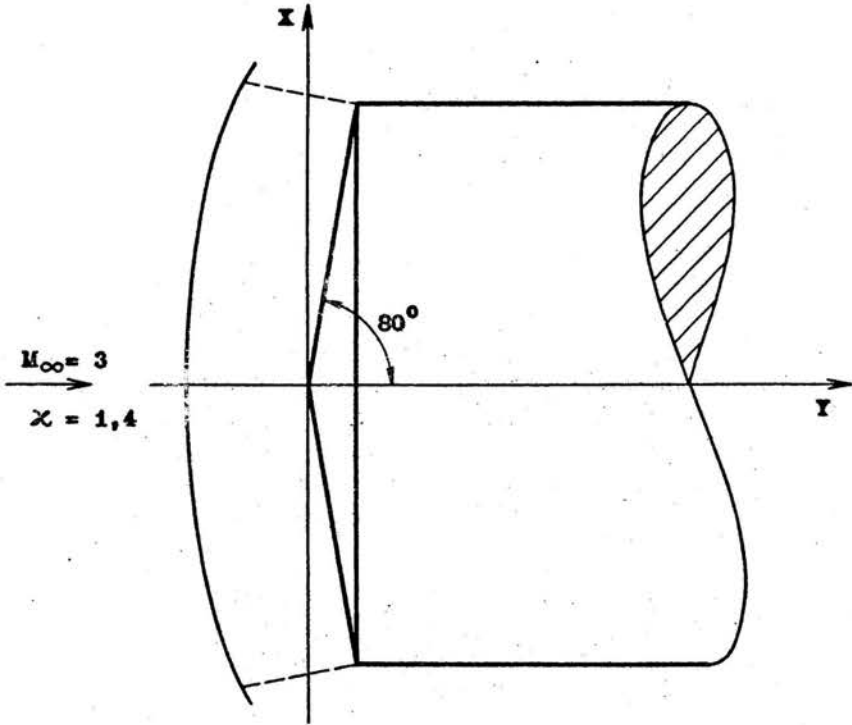
W tablicy na str. 38 podane są odległości fali uderzeniowej od ciała w punkcie spiętrzenia, dla poszczególnych kształtów ciał oraz liczb Macha, dla których uzyskano rozwiązanie.

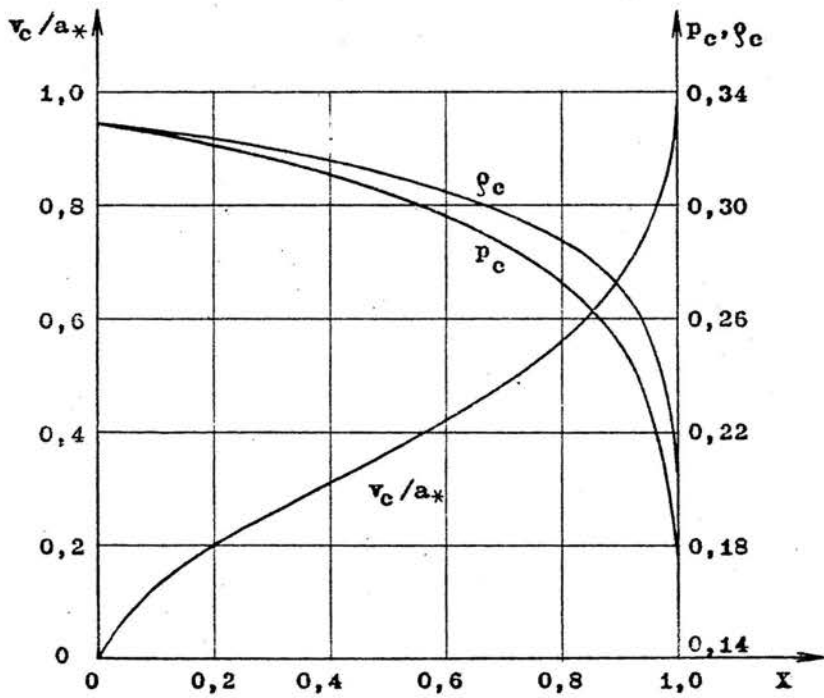
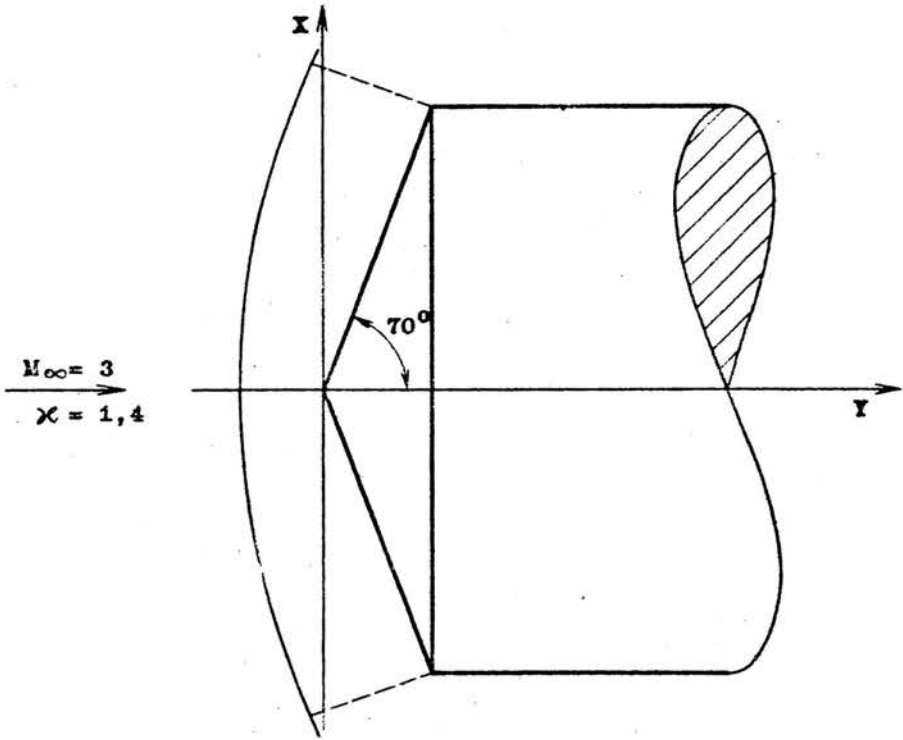
Wyniki obliczeń numerycznych dla poszczególnych przypadków przedstawione są w formie wykresów na str. od 39 do 64. Wykresy te zawierają kształt fali uderzeniowej oraz rozkład prędkości, ciśnienia i gęstości na powierzchni opływającego ciała. Tablice na str. od 65 do 90 zawierają dokładne wyniki obliczeń uzyskane przy pomocy EMC.

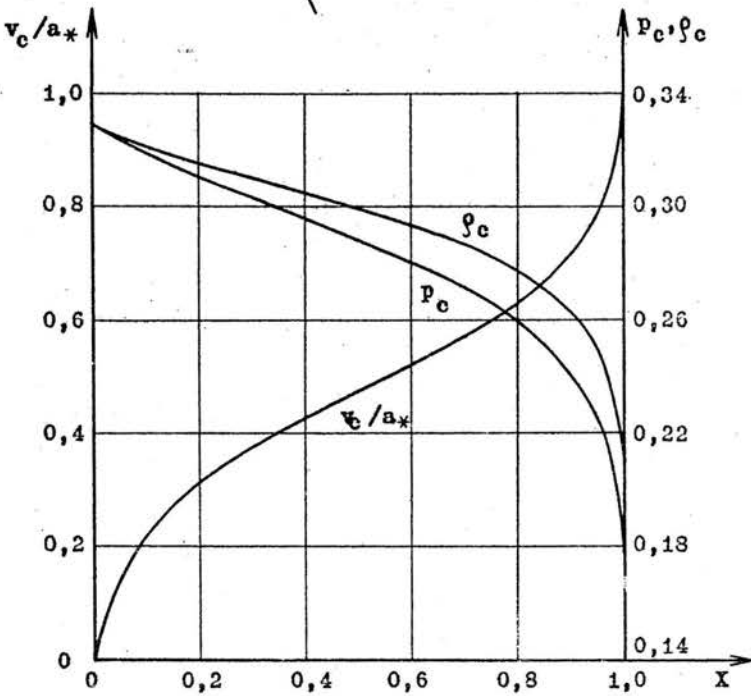
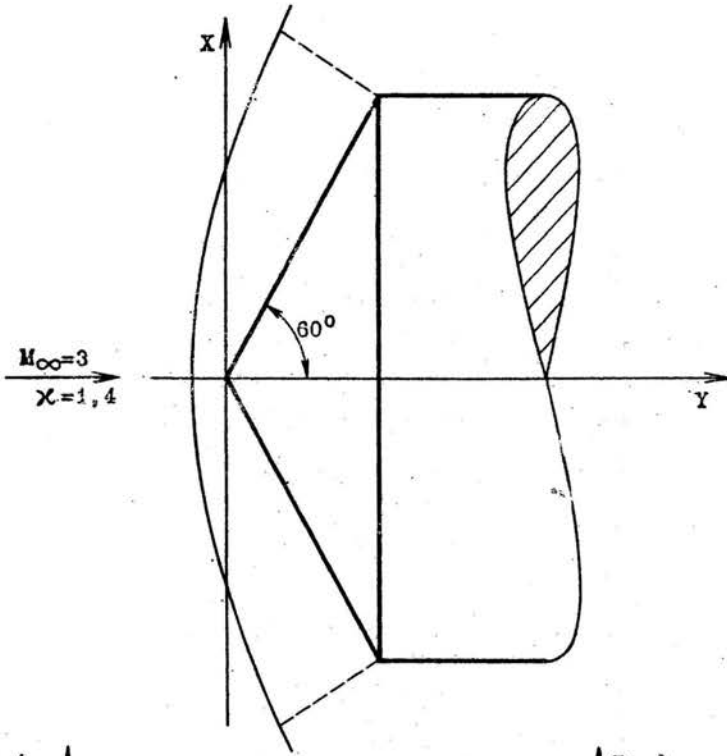
Ciężkość fali uderzeniowej od ciała w punkcie
ściętrzenia

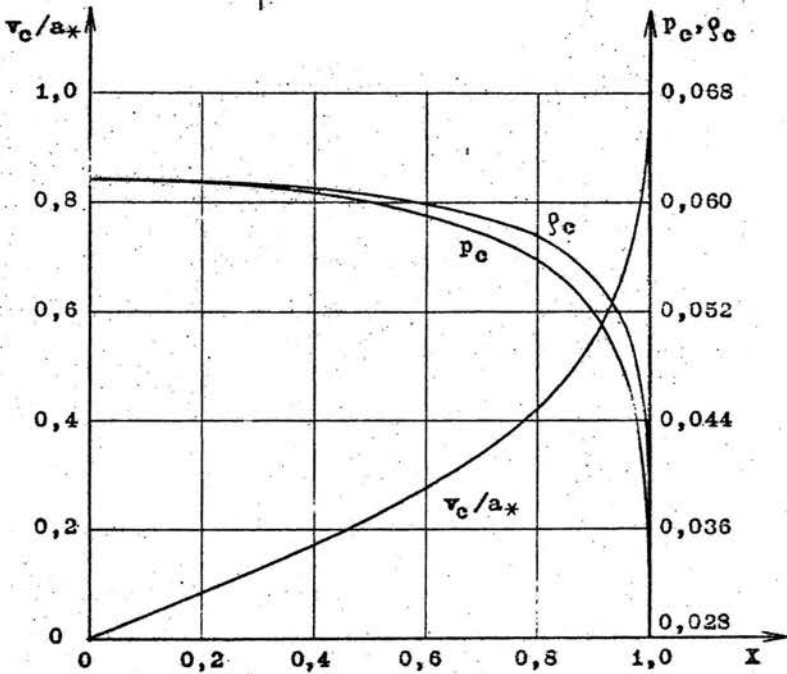
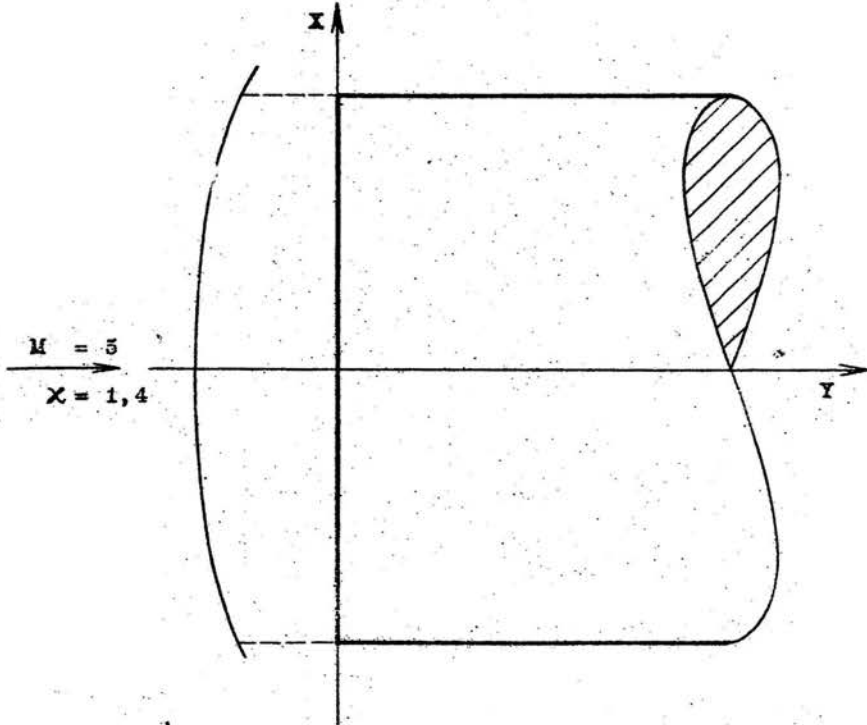
Typ	Kształt ciała	M_{∞}	$\gamma = 90^\circ$	$\gamma = 80^\circ$	$\gamma = 70^\circ$	$\gamma = 60^\circ$
I		3	0.606	0.450	0.289	0.129
		5	0.510	0.354	0.198	
		10	0.469	0.314	0.160	
II		3		0.496	0.388	
		5		0.399		
		10		0.358	0.252	
III		3		0.536	0.475	
		5		0.441	0.374	
		10		0.333		
IV		3			0.189	
		5			0.122	
		10	0.316	0.201		
V		3				
		5				
		10		0.261	0.128	

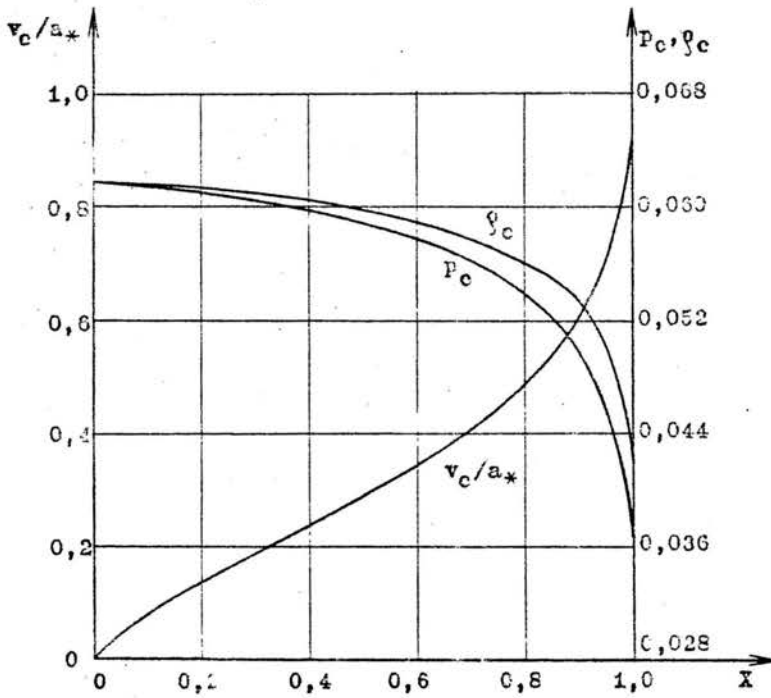
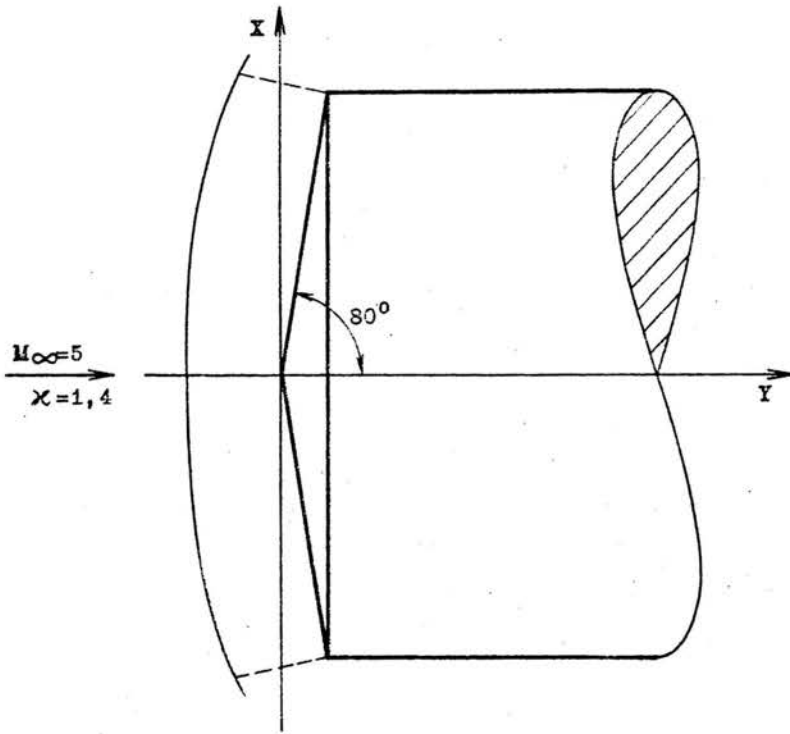


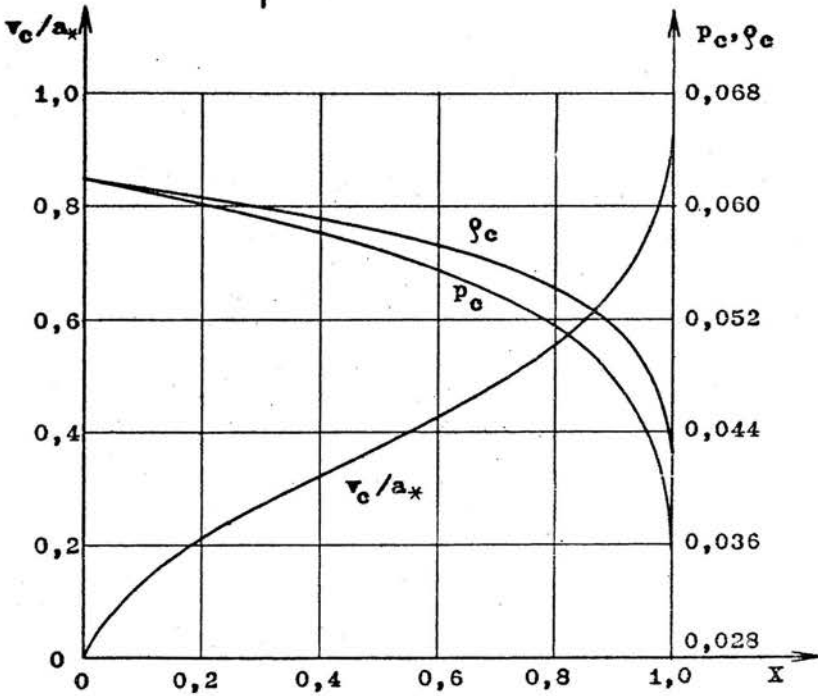
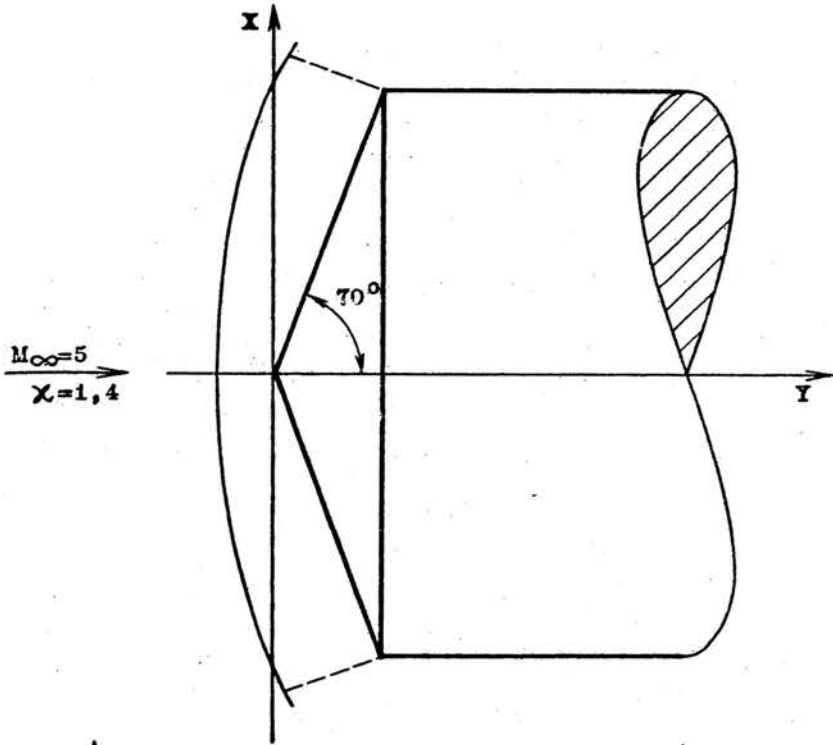


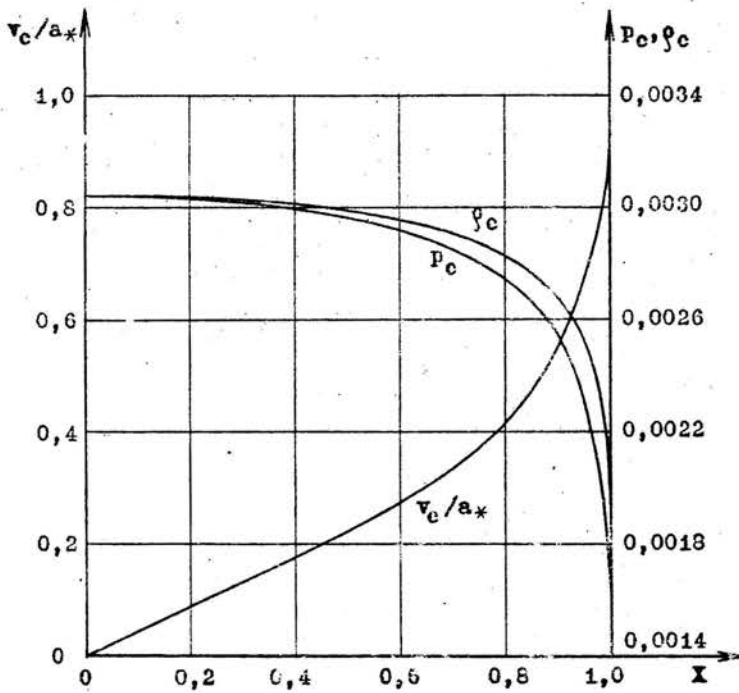
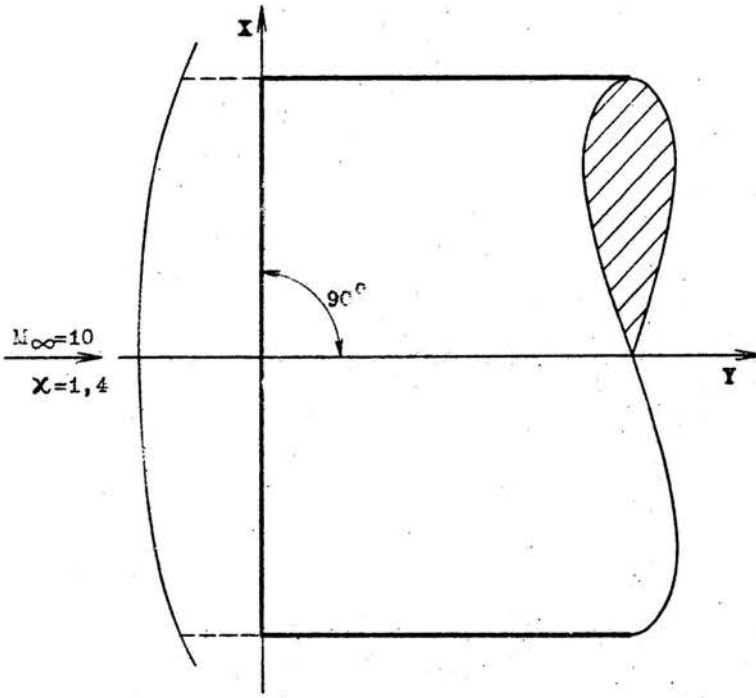


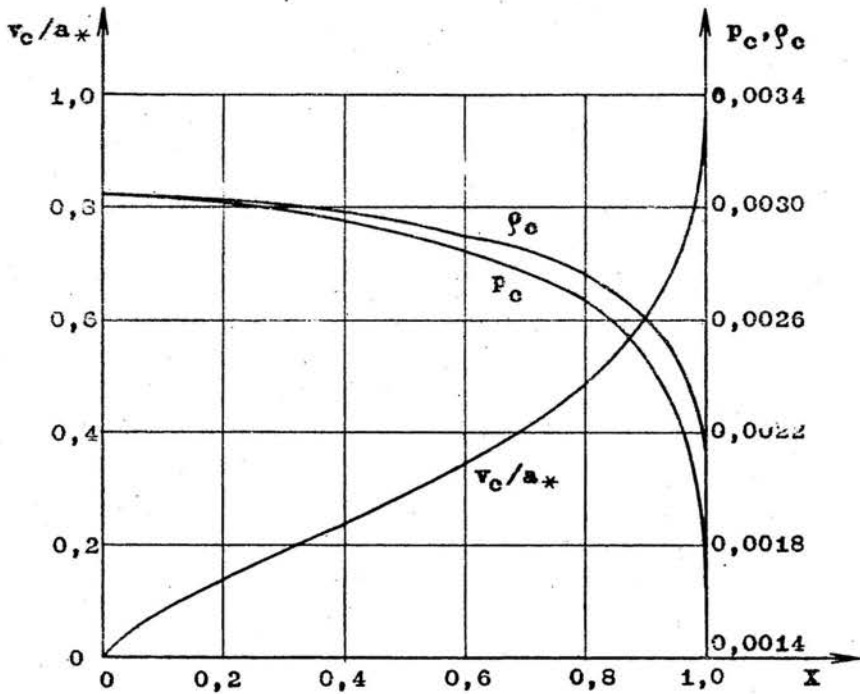
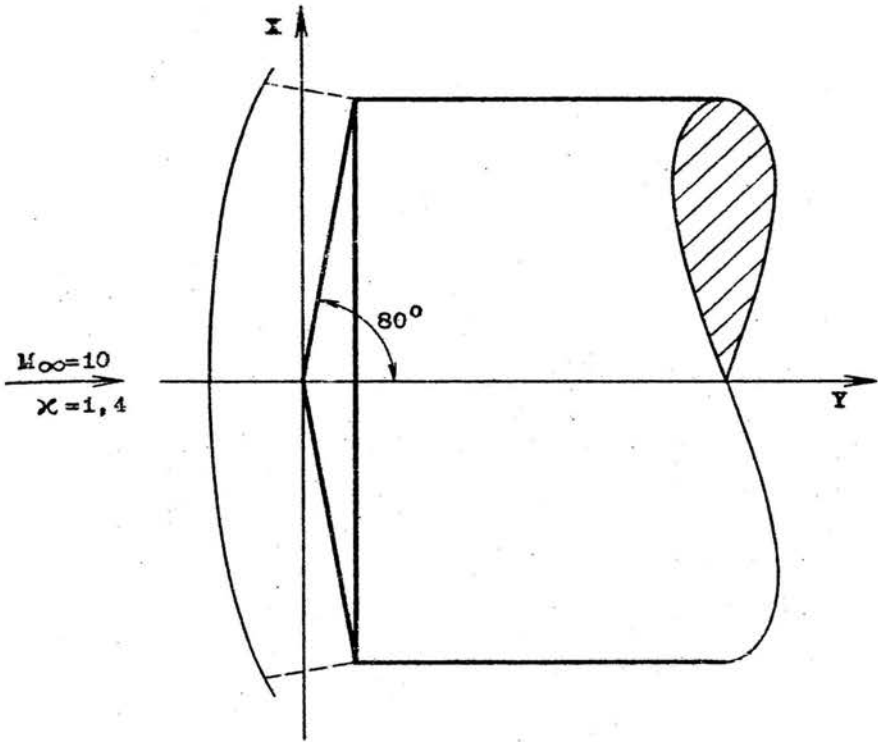


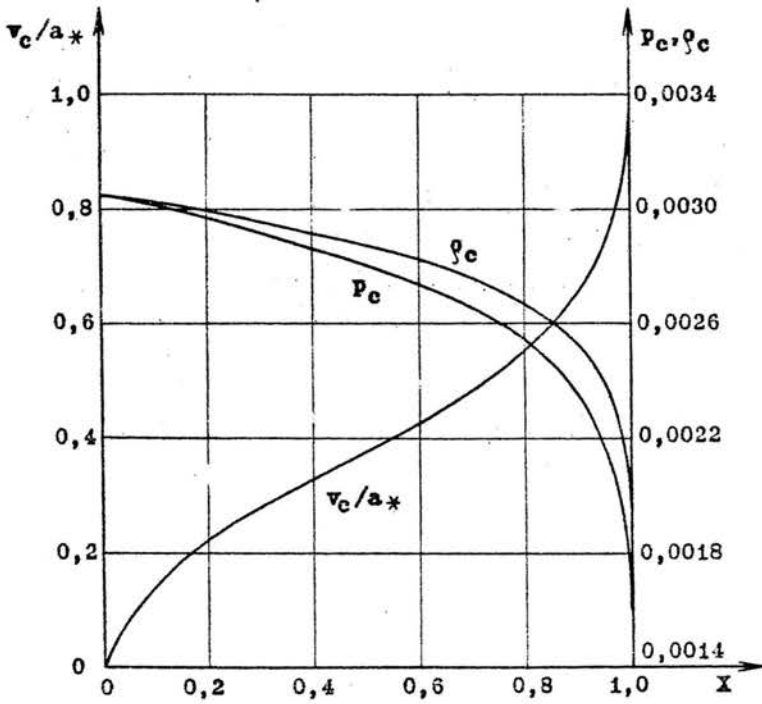
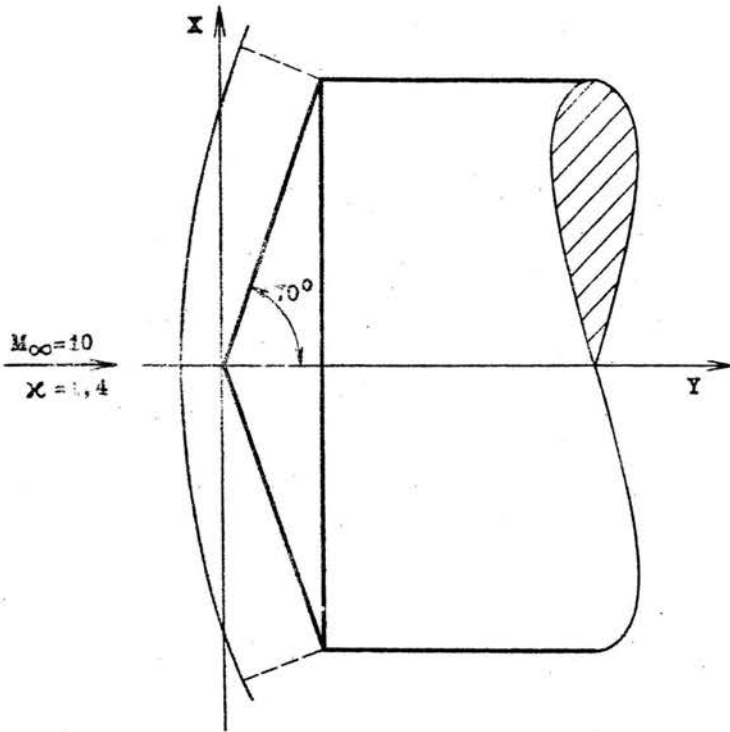


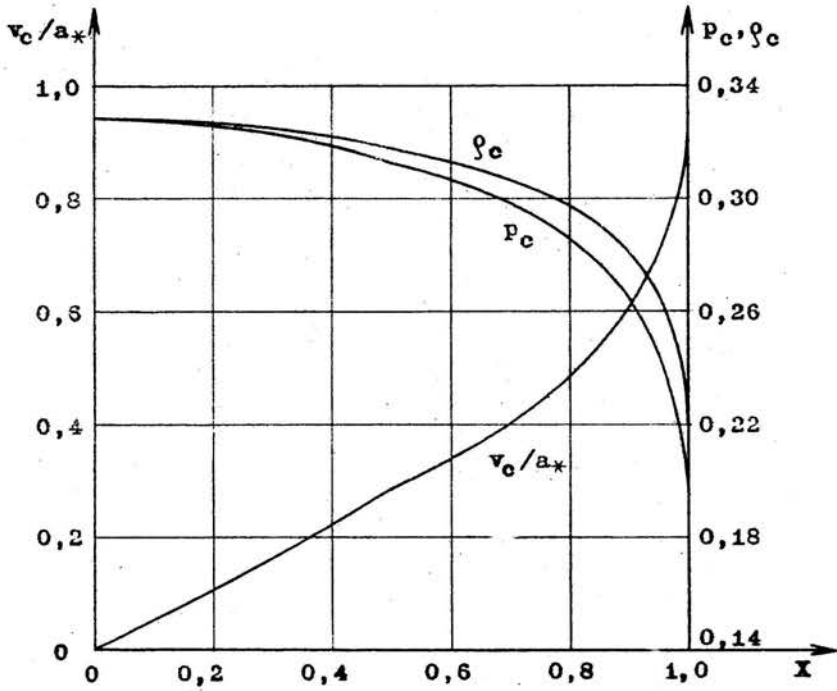
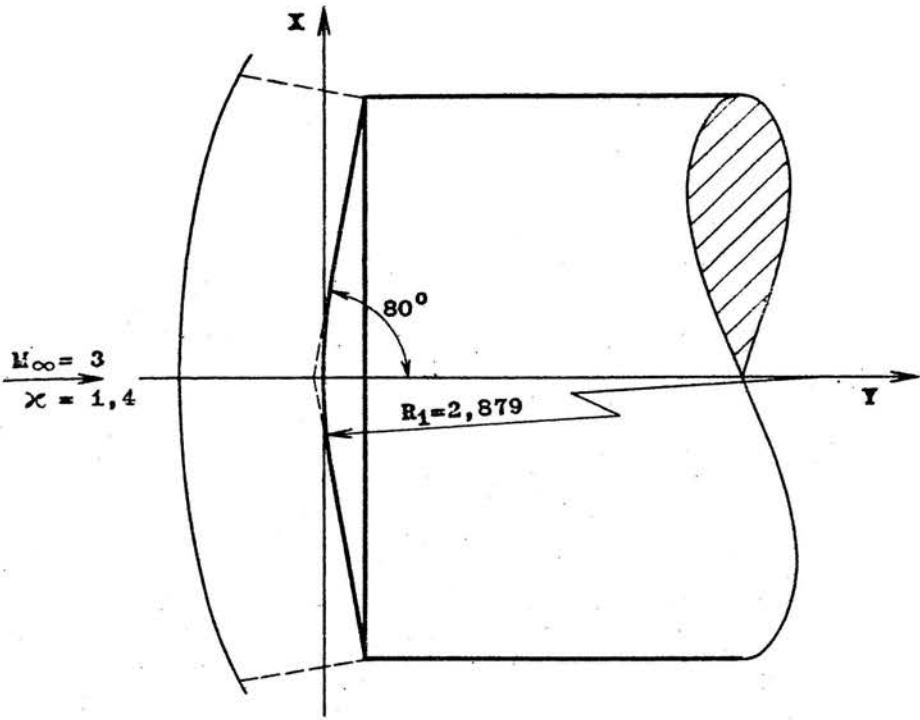


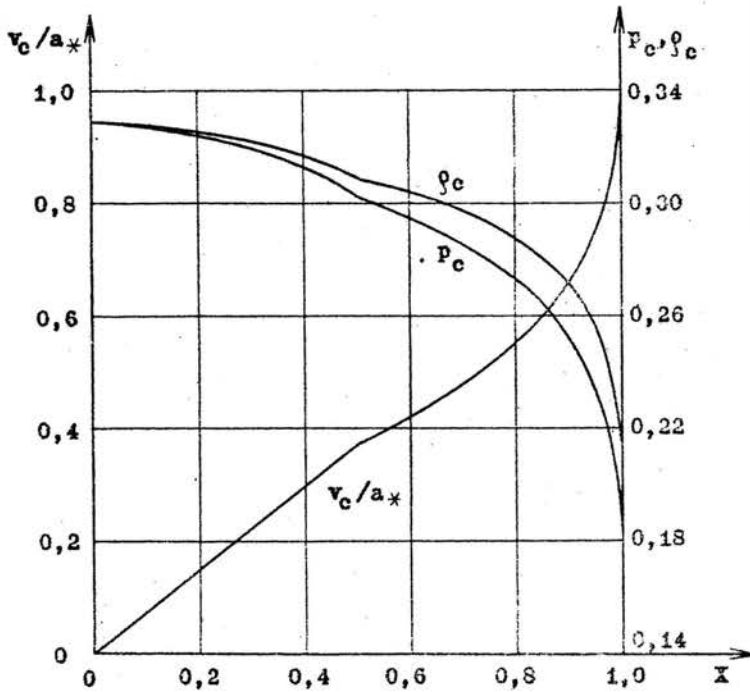
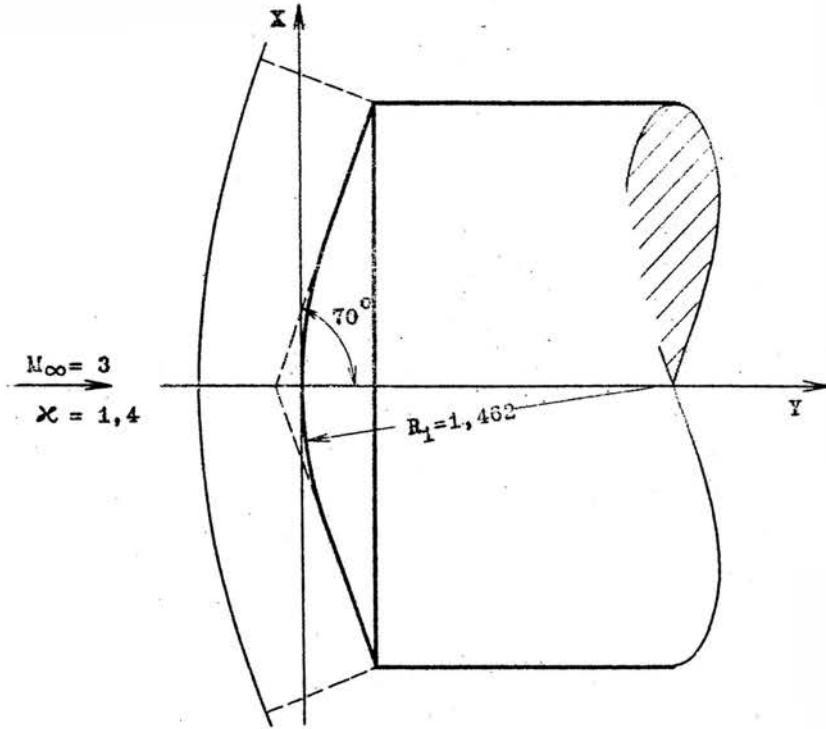


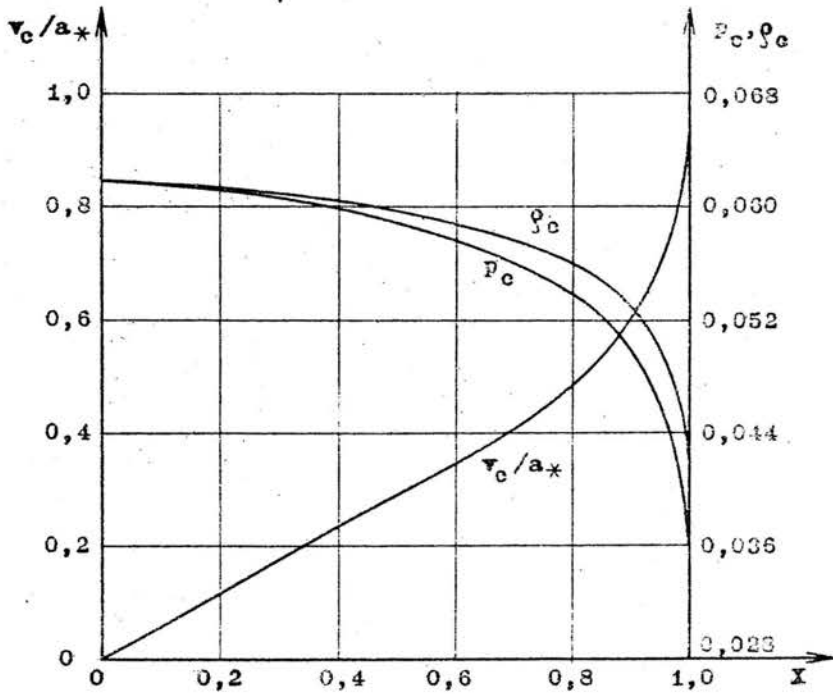
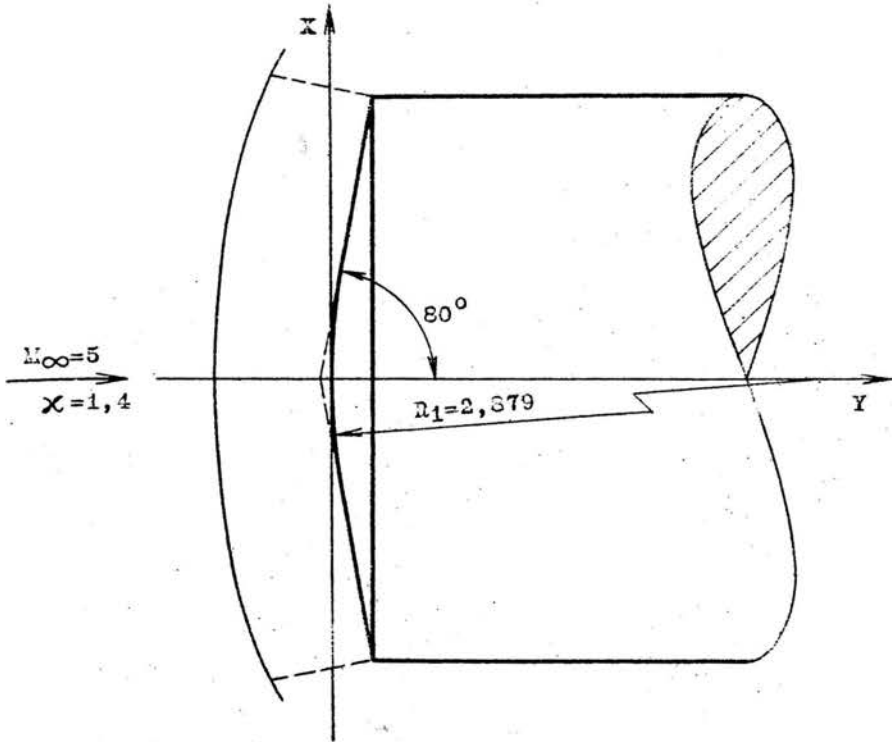


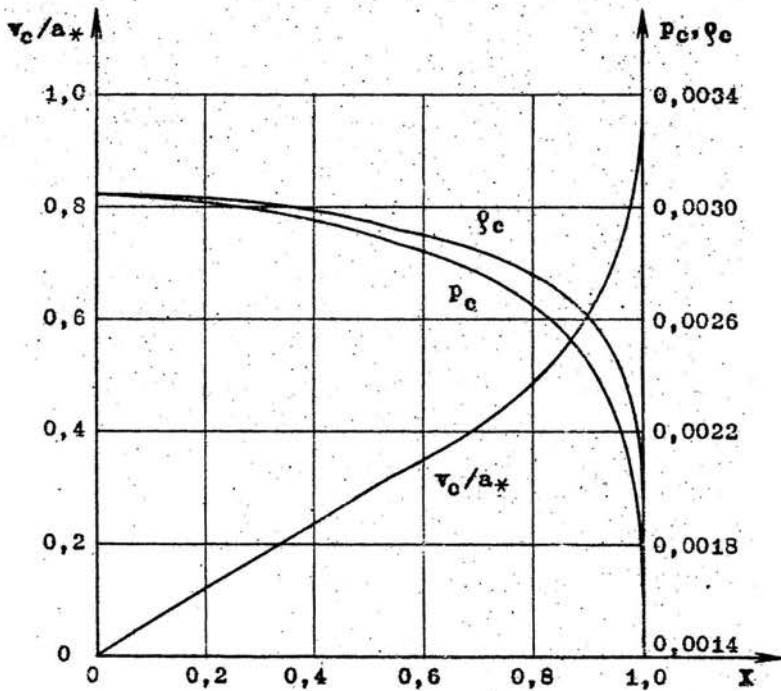
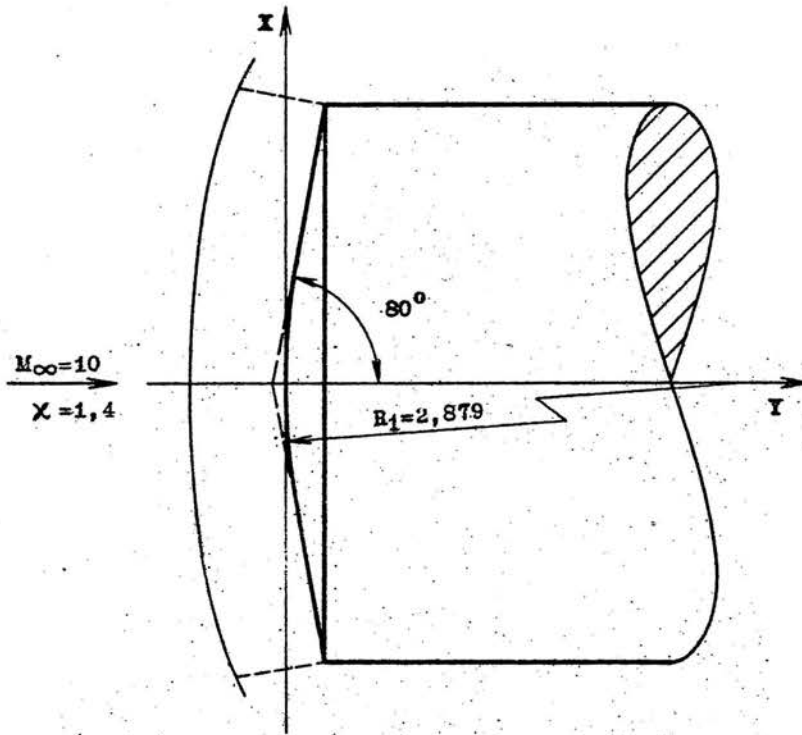


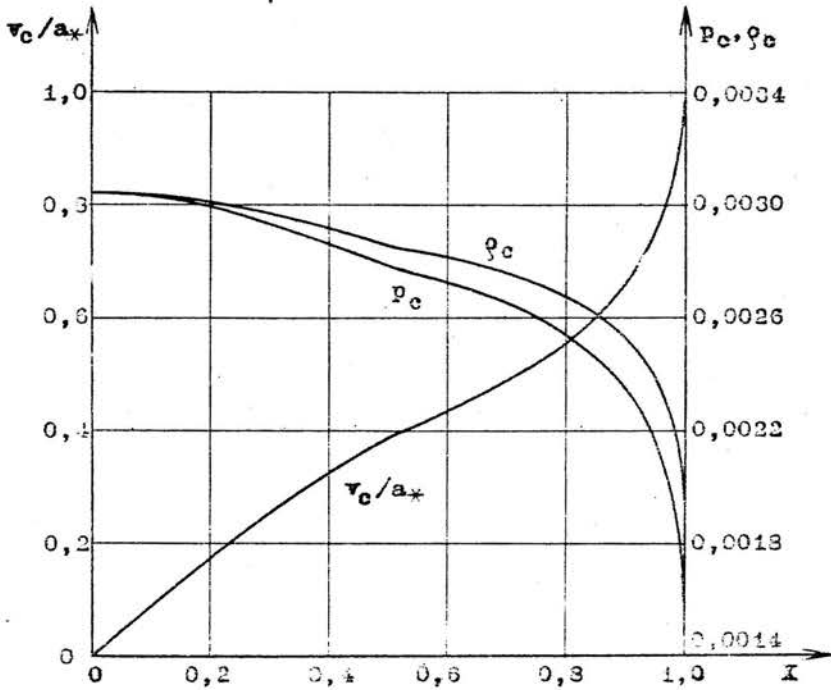
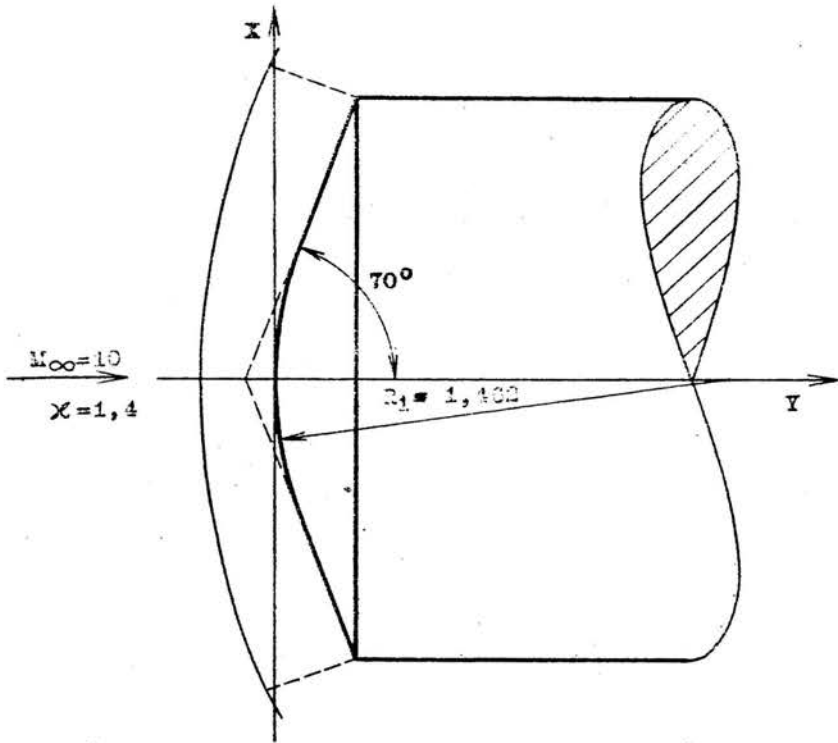


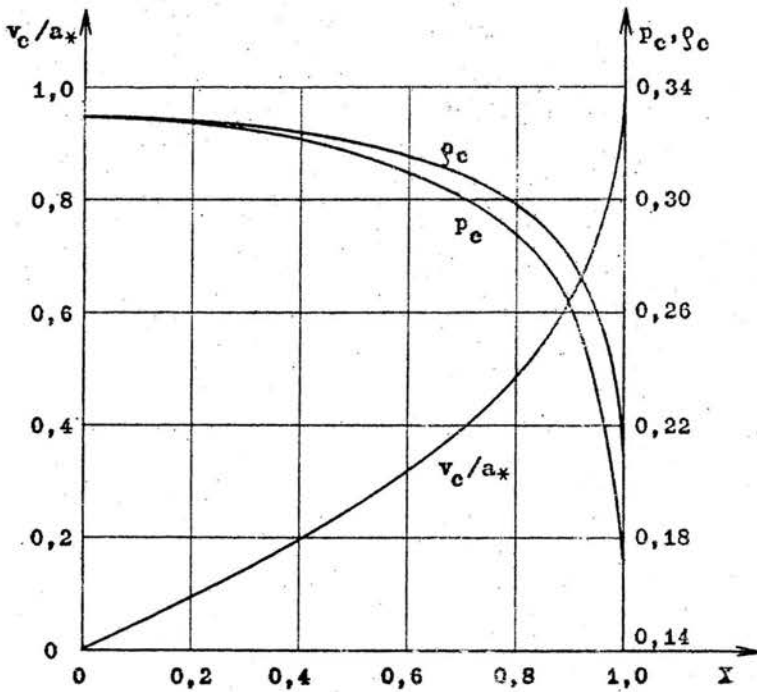
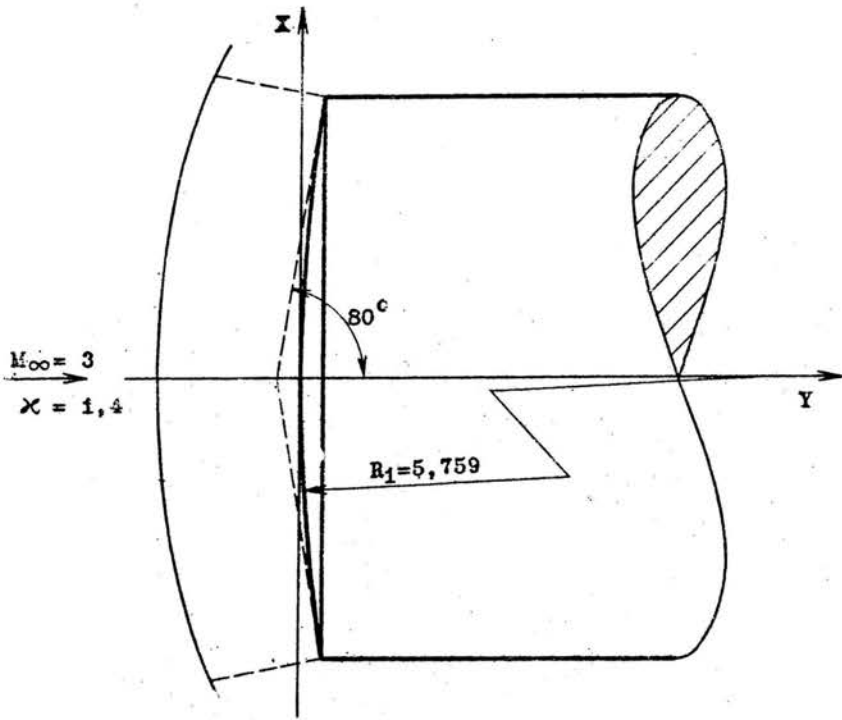


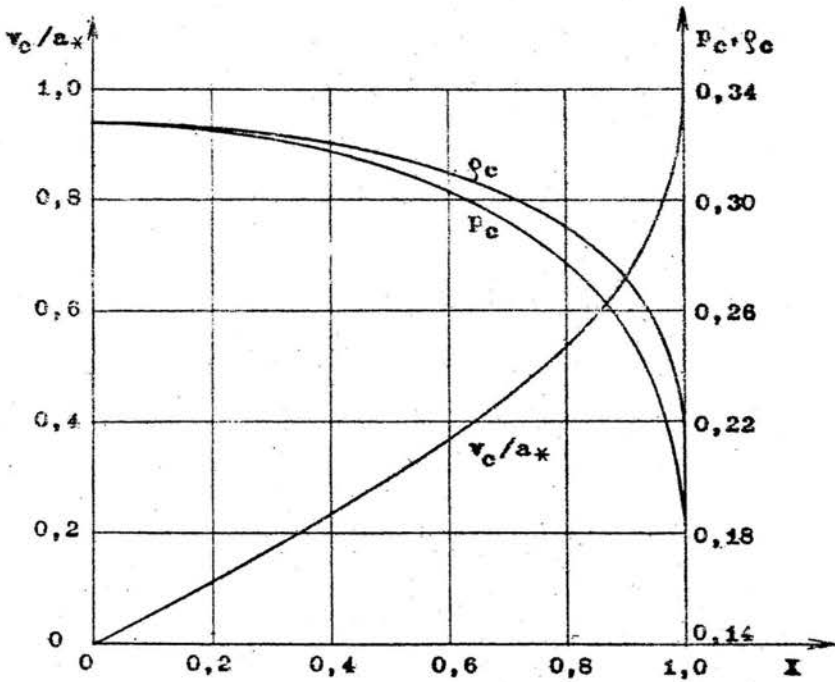
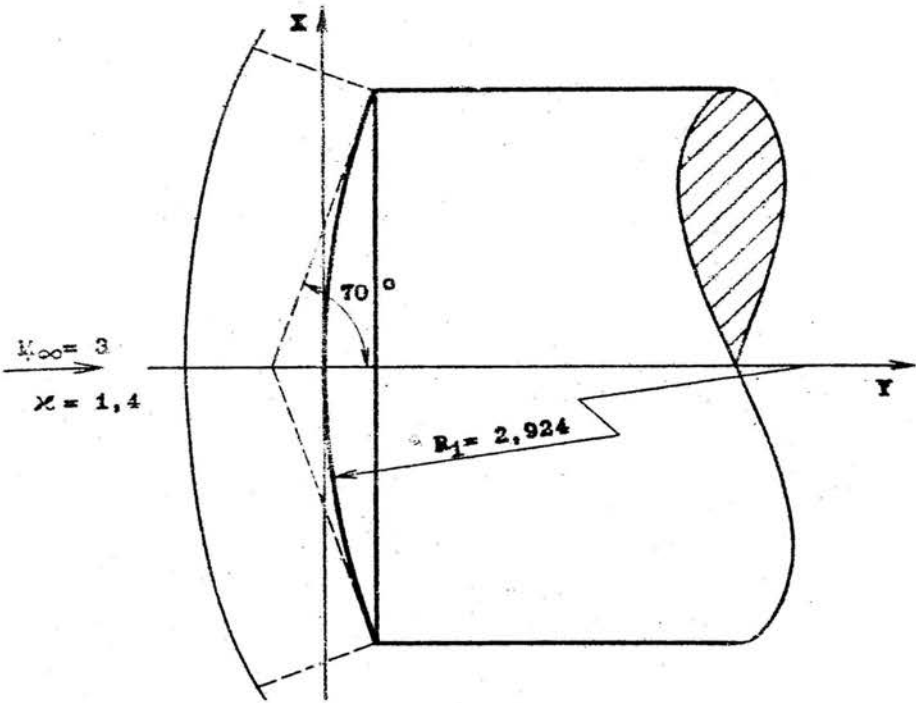


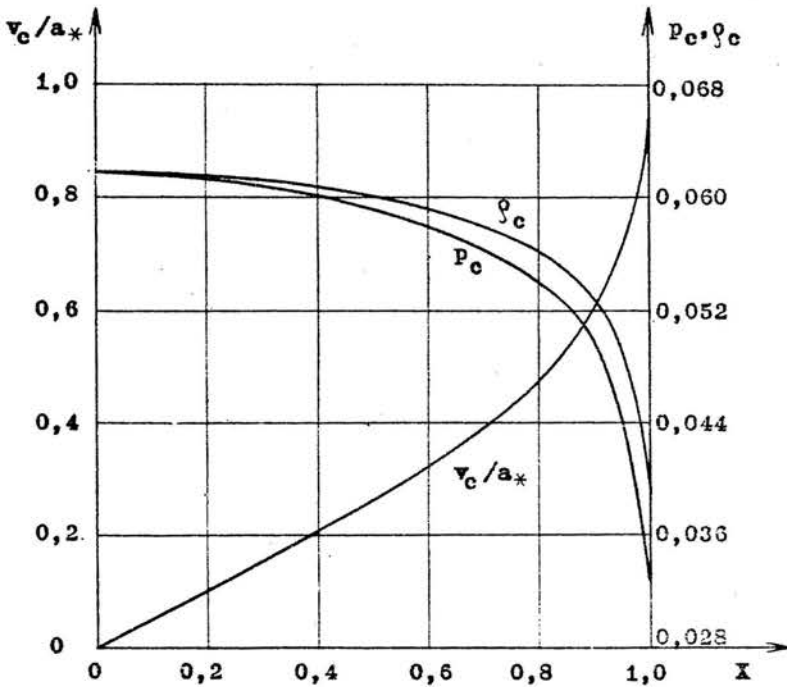
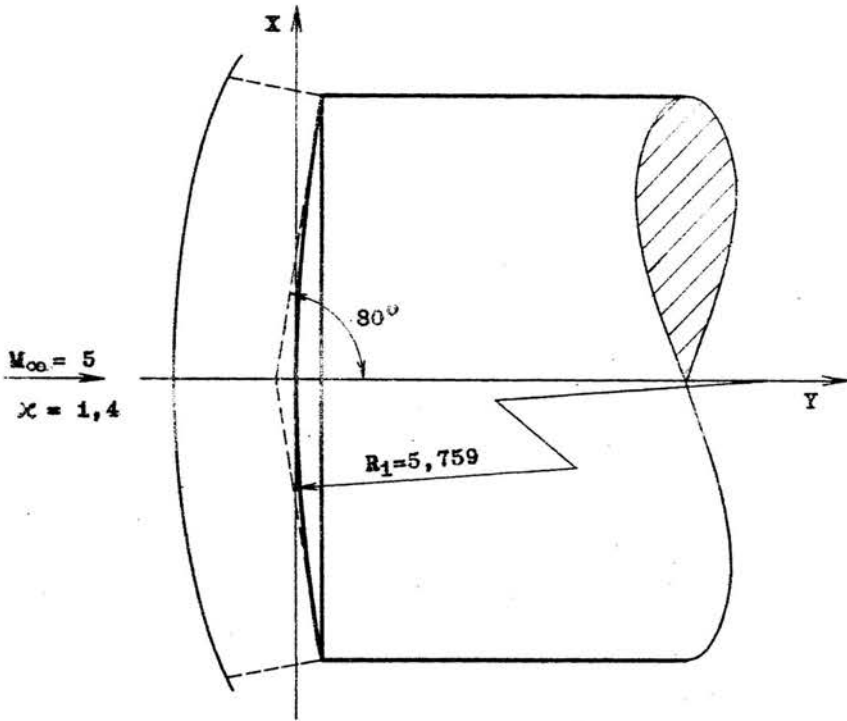


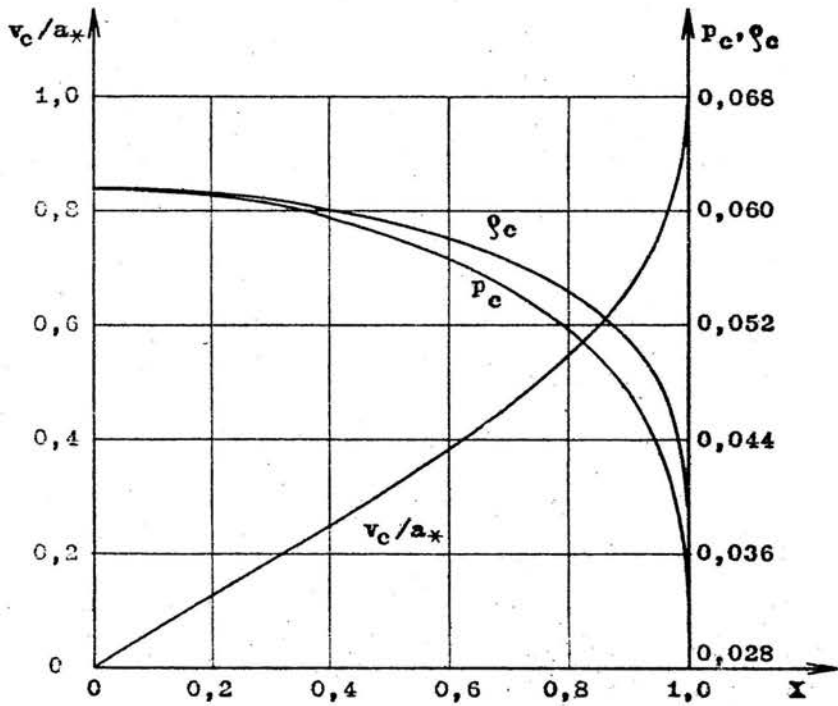
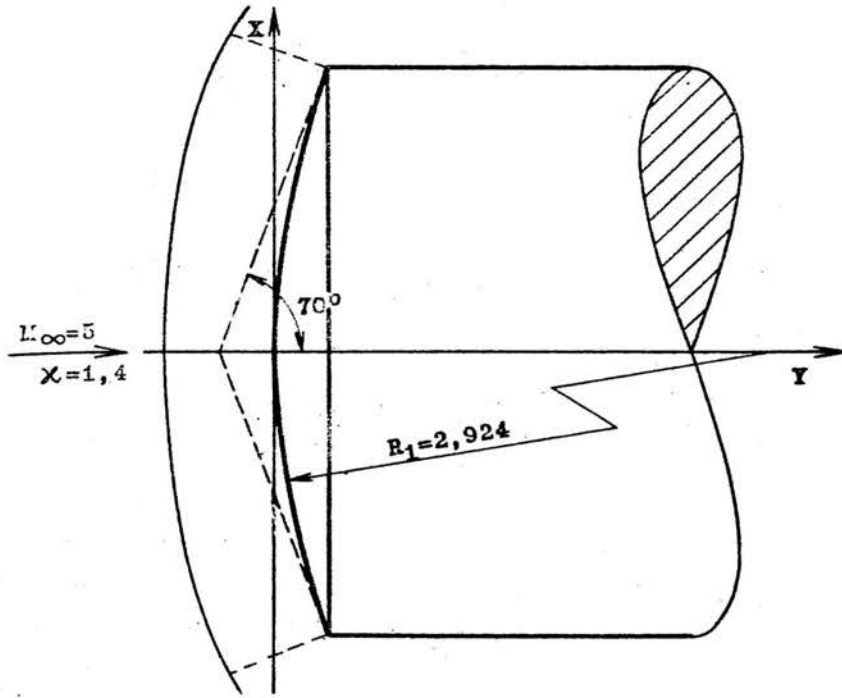


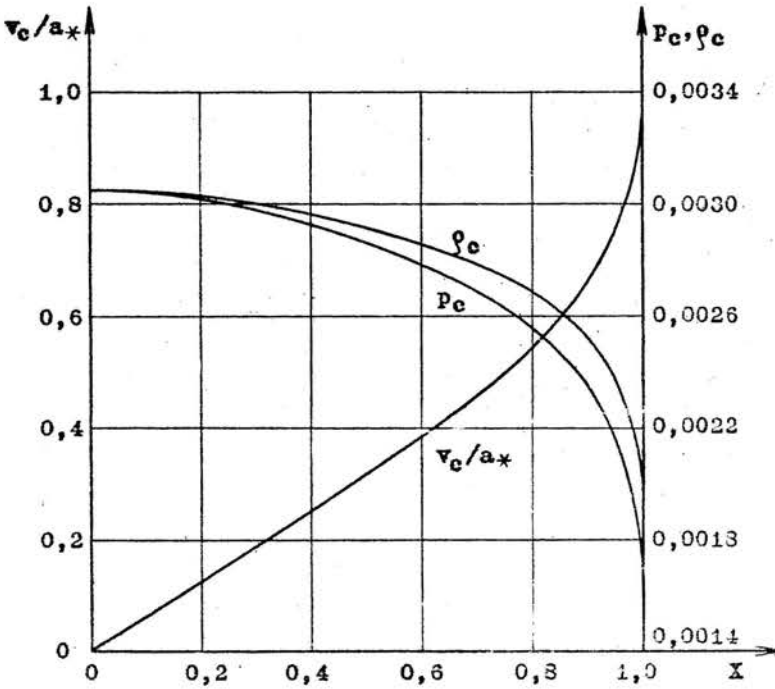
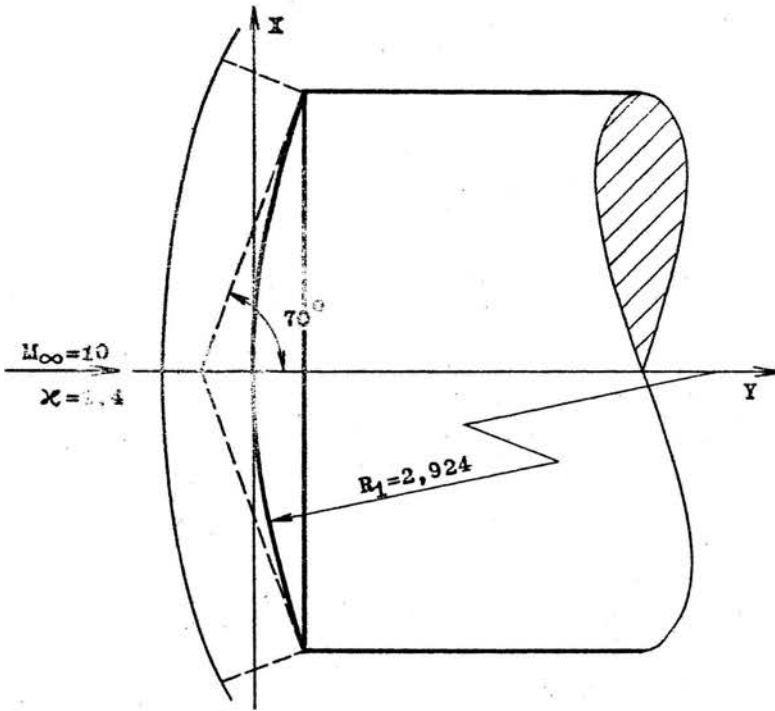


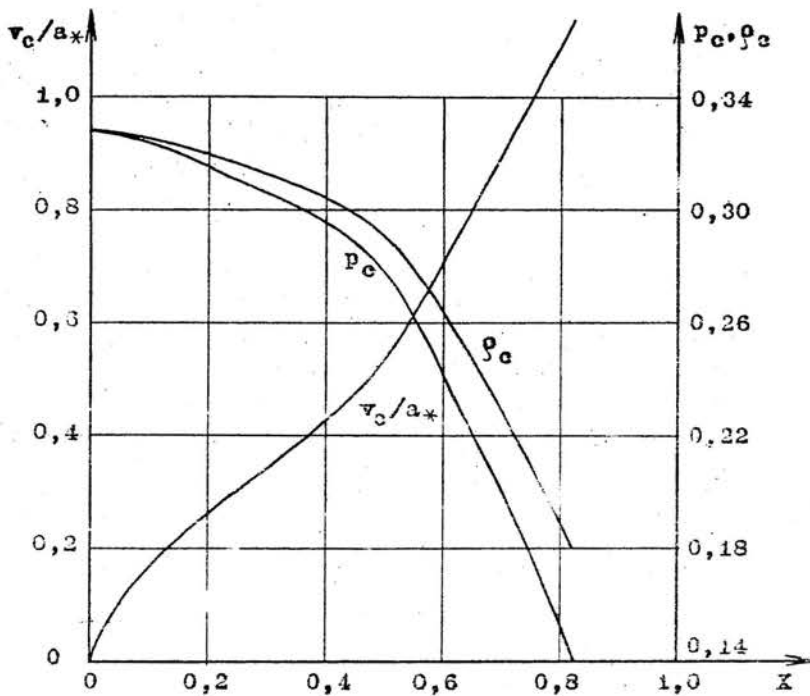
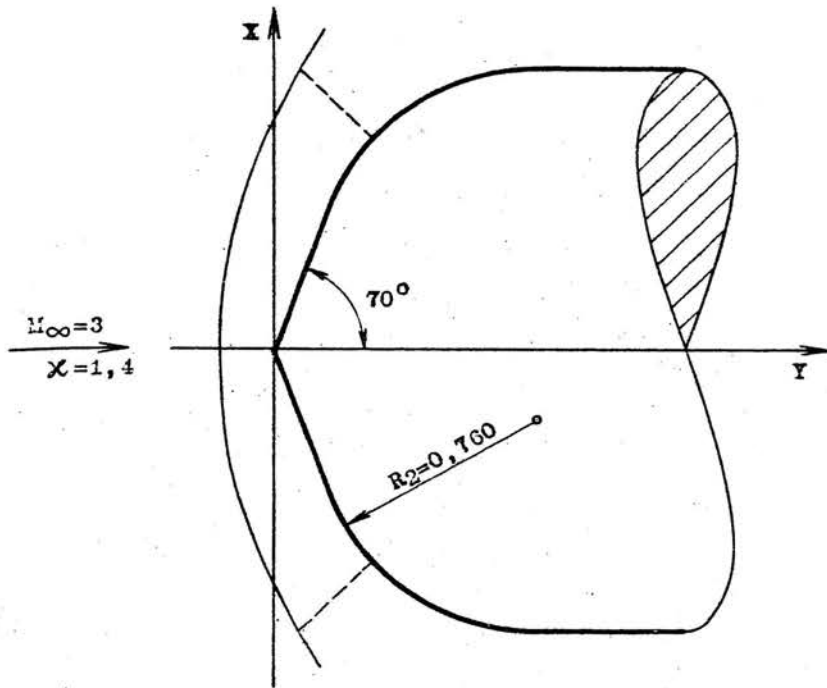


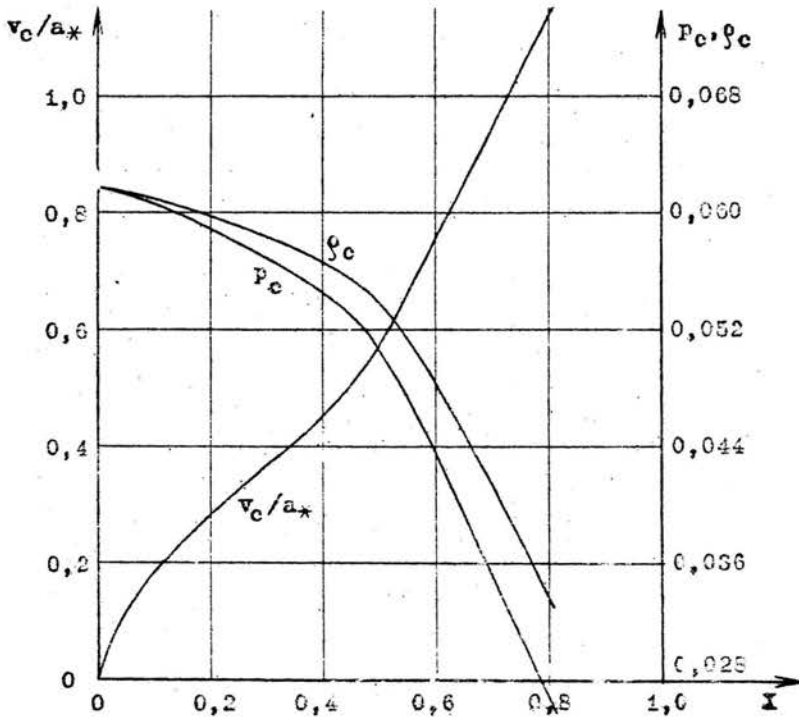
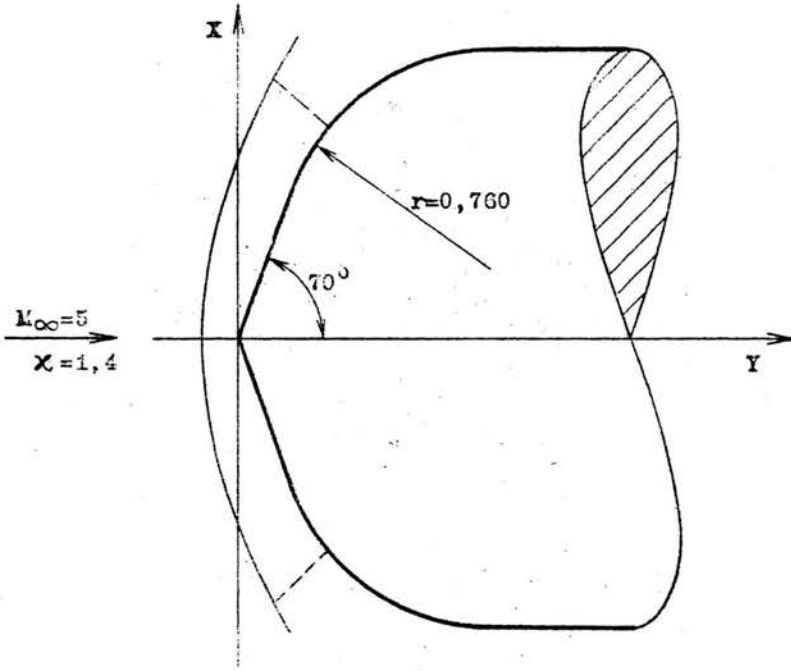


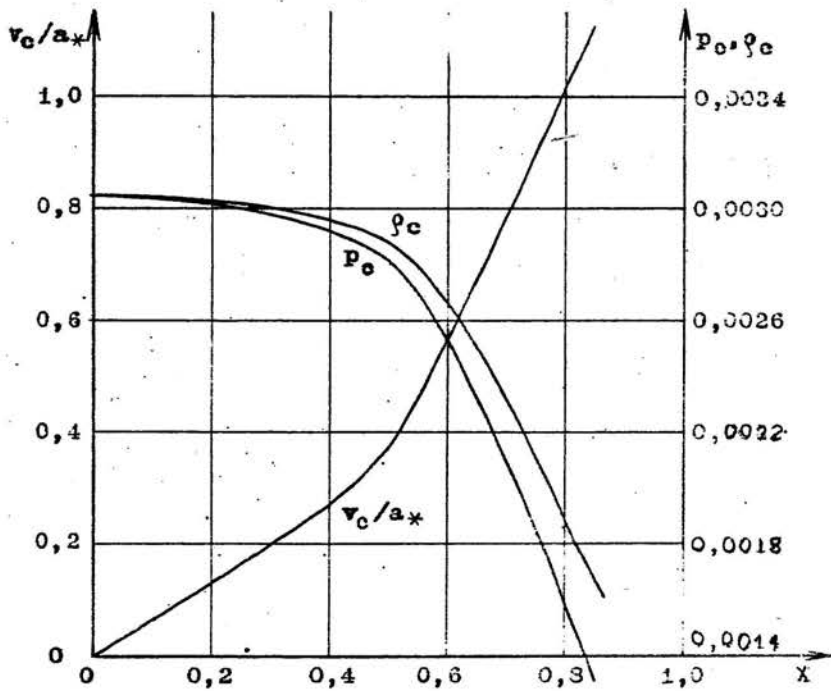
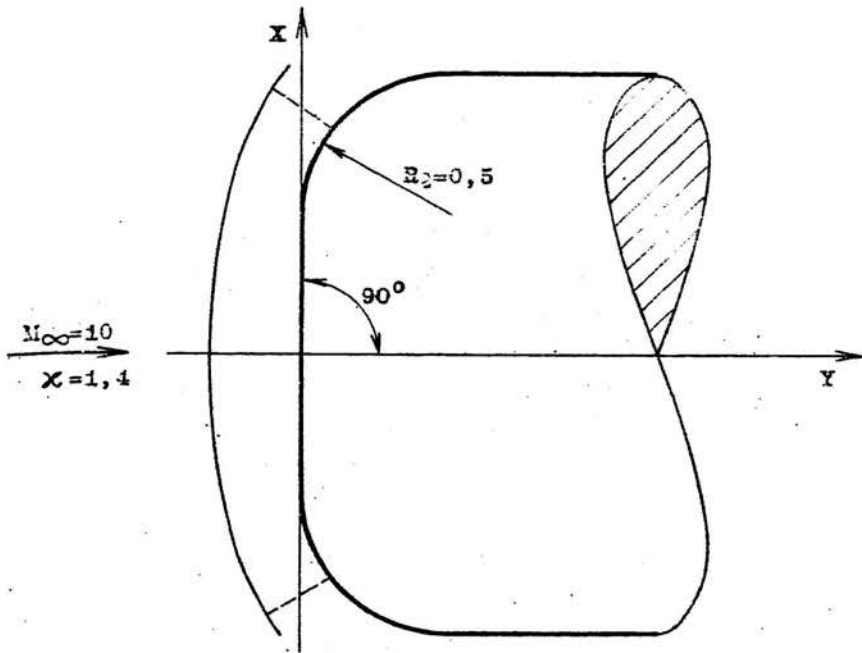


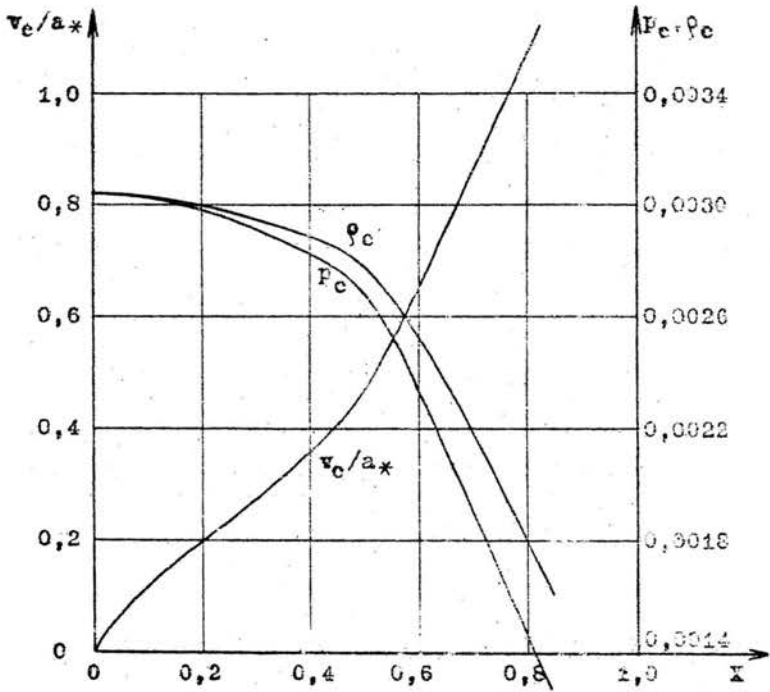
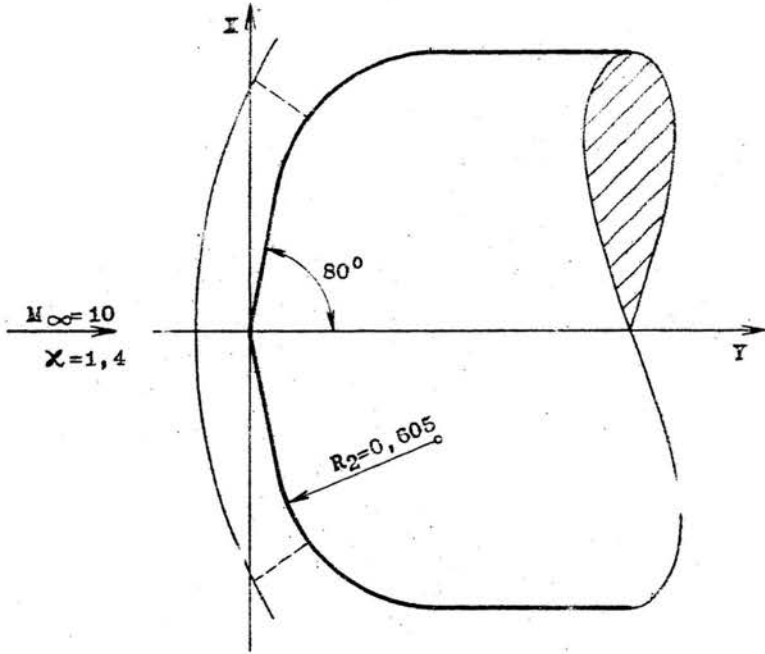


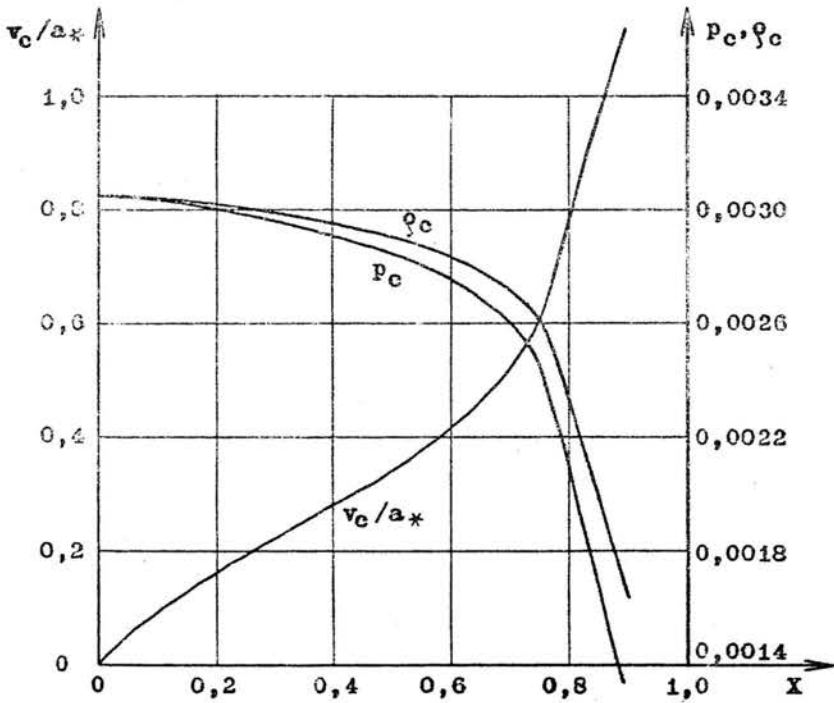
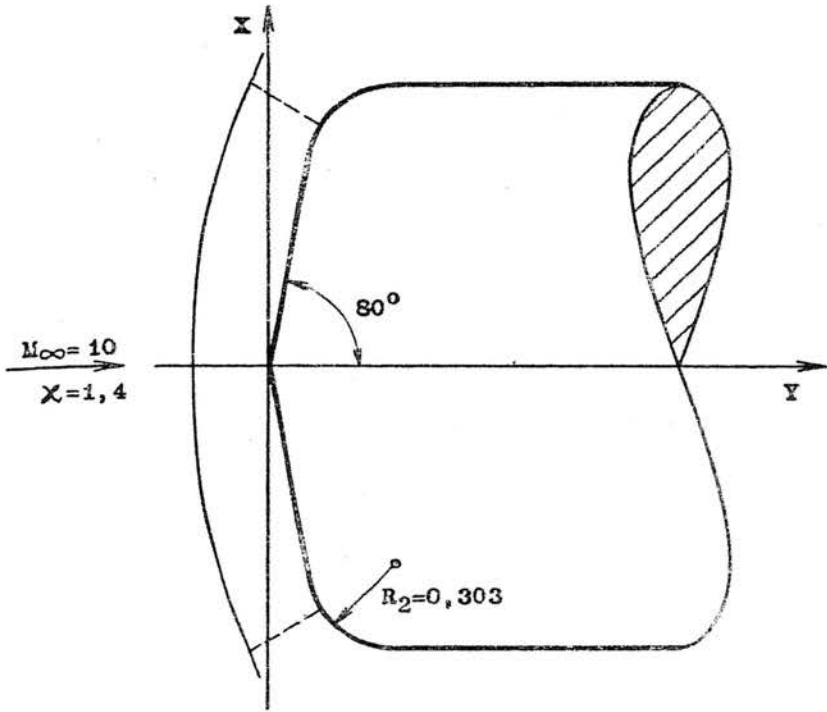


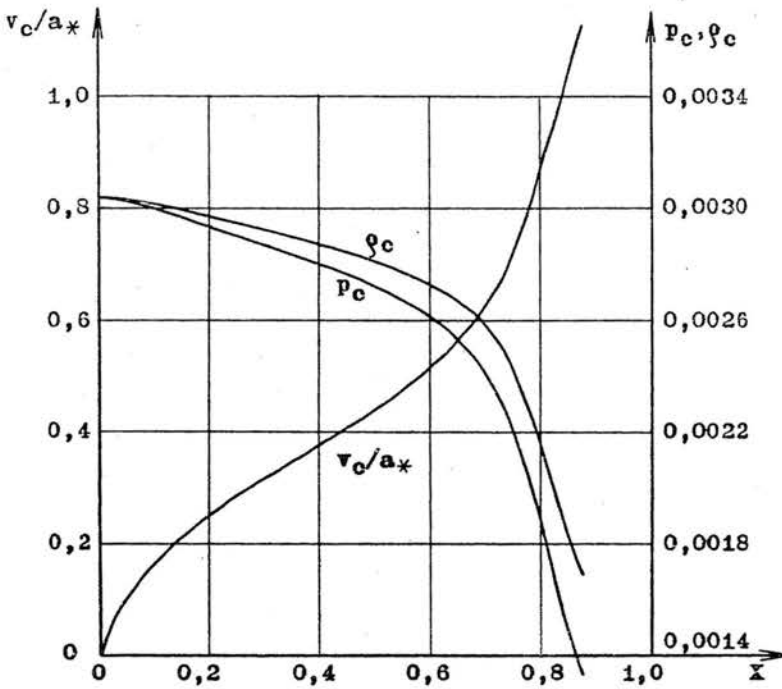
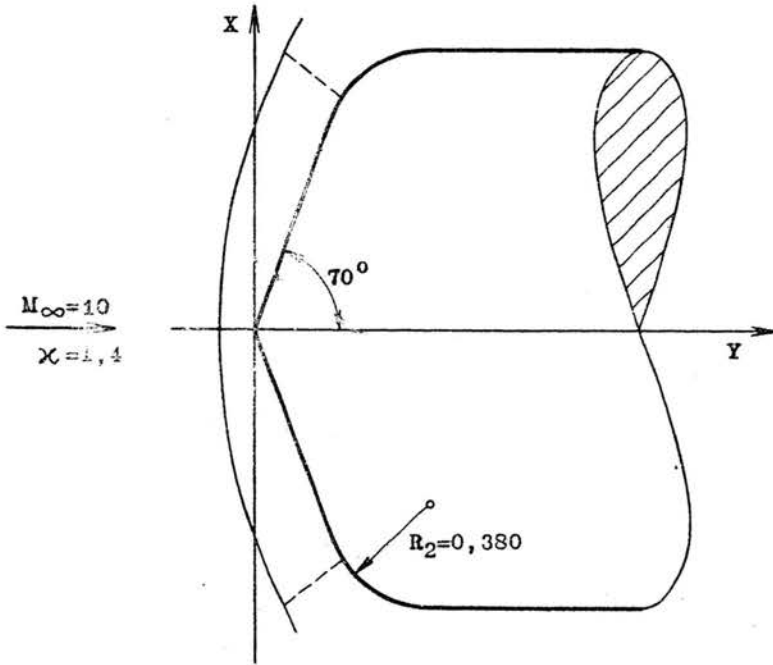












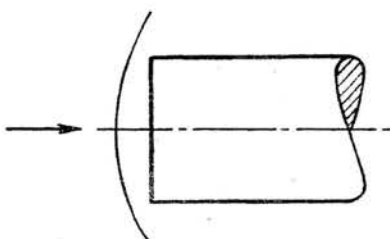
$$M_{\infty} = 3$$

$$\chi = 1,4$$

$$\gamma = 90^{\circ}$$

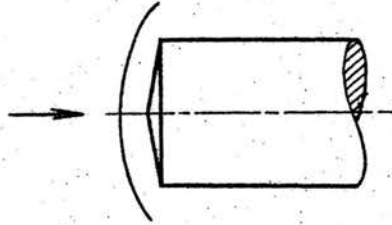
$$R_1 = 0$$

$$R_2 = 0$$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a_*	p_c	φ_c	x_f	y_f	σ
0.000	0.000	0.000	0.328	0.328	0.000	-0.606	90.00
0.040	0.000	0.016	0.328	0.328	0.040	-0.606	89.38
0.080	0.000	0.032	0.328	0.328	0.080	-0.605	88.75
0.120	0.000	0.048	0.328	0.328	0.120	-0.604	88.12
0.160	0.000	0.064	0.328	0.328	0.160	-0.603	87.48
0.200	0.000	0.080	0.327	0.327	0.200	-0.601	86.83
0.240	0.000	0.097	0.327	0.327	0.240	-0.598	86.16
0.280	0.000	0.113	0.326	0.327	0.280	-0.595	85.48
0.320	0.000	0.130	0.325	0.326	0.320	-0.592	84.79
0.360	0.000	0.147	0.324	0.325	0.360	-0.588	84.06
0.400	0.000	0.165	0.323	0.325	0.400	-0.584	83.32
0.440	0.000	0.183	0.322	0.324	0.440	-0.579	82.54
0.480	0.000	0.202	0.321	0.323	0.480	-0.573	81.72
0.520	0.000	0.221	0.319	0.322	0.520	-0.567	80.87
0.560	0.000	0.242	0.317	0.320	0.560	-0.560	79.97
0.600	0.000	0.264	0.315	0.319	0.600	-0.553	79.02
0.640	0.000	0.287	0.313	0.317	0.640	-0.545	78.00
0.680	0.000	0.313	0.310	0.315	0.680	-0.536	76.91
0.720	0.000	0.341	0.307	0.313	0.720	-0.526	75.73
0.760	0.000	0.373	0.303	0.310	0.760	-0.515	74.43
0.800	0.000	0.409	0.297	0.306	0.800	-0.504	73.00
0.840	0.000	0.452	0.291	0.301	0.840	-0.491	71.37
0.880	0.000	0.504	0.282	0.295	0.880	-0.477	69.49
0.920	0.000	0.574	0.269	0.285	0.920	-0.461	67.23
0.960	0.000	0.679	0.248	0.269	0.960	-0.443	64.32
1.000	0.000	1.000	0.173	0.208	1.000	-0.422	59.87

$M_{\infty} = 3$
 $\alpha = 1,4$
 $\gamma = 80^{\circ}$
 $R_1 = 0$
 $R_2 = 0$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a	p_c	ρ_c	x_f	y_f	σ
0.000	0.000	0.000	0.328	0.328	0.000	-0.450	90.00
0.000	0.000	0.000	0.323	0.328	0.031	-0.450	89.67
0.000	0.000	0.000	0.328	0.328	0.063	-0.449	89.34
0.000	0.000	0.000	0.328	0.328	0.079	-0.449	89.17
0.039	0.007	0.033	0.328	0.328	0.120	-0.448	88.48
0.079	0.014	0.063	0.328	0.328	0.160	-0.447	87.75
0.118	0.021	0.085	0.327	0.327	0.200	-0.445	87.02
0.153	0.028	0.106	0.326	0.327	0.241	-0.443	86.29
0.197	0.035	0.126	0.325	0.326	0.281	-0.440	85.56
0.236	0.042	0.147	0.324	0.325	0.321	-0.437	84.83
0.276	0.049	0.166	0.323	0.325	0.361	-0.433	84.10
0.315	0.056	0.186	0.322	0.324	0.400	-0.428	83.35
0.355	0.063	0.206	0.320	0.323	0.440	-0.423	82.60
0.394	0.069	0.225	0.319	0.321	0.480	-0.418	81.33
0.433	0.076	0.245	0.317	0.320	0.519	-0.412	81.04
0.512	0.090	0.286	0.313	0.317	0.598	-0.398	79.40
0.551	0.097	0.308	0.311	0.316	0.638	-0.391	78.53
0.591	0.104	0.330	0.308	0.314	0.677	-0.383	77.62
0.630	0.111	0.354	0.305	0.311	0.716	-0.374	76.67
0.670	0.118	0.379	0.302	0.309	0.755	-0.364	75.67
0.709	0.125	0.406	0.298	0.306	0.793	-0.354	74.61
0.748	0.132	0.436	0.293	0.303	0.832	-0.343	73.47
0.788	0.139	0.470	0.288	0.299	0.871	-0.331	72.23
0.827	0.146	0.503	0.282	0.294	0.909	-0.318	70.88
0.867	0.153	0.554	0.273	0.288	0.947	-0.304	69.37
0.906	0.160	0.611	0.262	0.280	0.985	-0.289	67.64
0.945	0.167	0.690	0.246	0.267	1.023	-0.273	65.59
0.985	0.174	0.827	0.215	0.243	1.060	-0.255	62.96
1.000	0.176	1.000	0.173	0.208	1.075	-0.248	61.61

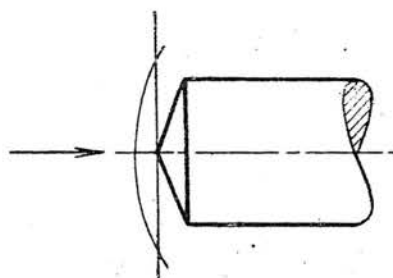
$$M_\infty = 3$$

$$\chi = 1,4$$

$$\sigma = 70^\circ$$

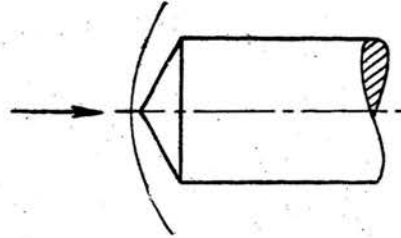
$$R_1 = 0$$

$$R_2 = 0$$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a_*	P_c	ρ_c	x_f	y_f	β
0,000	0,000	0,000	0,328	0,328	0,000	-0,289	90,00
0,000	0,000	0,000	0,328	0,328	0,020	-0,289	89,67
0,000	0,000	0,000	0,328	0,328	0,041	-0,289	89,34
0,000	0,000	0,000	0,328	0,328	0,061	-0,288	89,00
0,000	0,000	0,000	0,328	0,328	0,083	-0,288	88,65
0,000	0,000	0,000	0,328	0,328	0,105	-0,287	88,28
0,038	0,014	0,063	0,328	0,328	0,147	-0,286	87,40
0,075	0,027	0,101	0,326	0,327	0,168	-0,284	86,50
0,113	0,041	0,133	0,325	0,326	0,230	-0,281	85,64
0,150	0,055	0,161	0,323	0,325	0,271	-0,277	84,80
0,188	0,068	0,187	0,322	0,324	0,312	-0,273	83,99
0,226	0,082	0,211	0,320	0,322	0,353	-0,269	83,19
0,263	0,096	0,234	0,318	0,321	0,394	-0,264	82,41
0,301	0,109	0,256	0,316	0,319	0,434	-0,258	81,63
0,338	0,125	0,277	0,314	0,318	0,475	-0,252	80,85
0,376	0,137	0,298	0,312	0,316	0,515	-0,245	80,07
0,413	0,150	0,318	0,309	0,315	0,555	-0,238	79,28
0,451	0,164	0,338	0,307	0,313	0,594	-0,230	78,49
0,489	0,178	0,358	0,304	0,311	0,634	-0,222	77,69
0,526	0,192	0,378	0,302	0,309	0,673	-0,213	76,87
0,564	0,205	0,399	0,299	0,307	0,712	-0,203	76,03
0,601	0,219	0,420	0,296	0,305	0,751	-0,193	75,17
0,639	0,233	0,442	0,292	0,302	0,790	-0,183	74,27
0,677	0,246	0,466	0,289	0,299	0,829	-0,171	73,35
0,714	0,260	0,491	0,284	0,296	0,867	-0,160	72,38
0,752	0,274	0,513	0,280	0,293	0,905	-0,147	71,36
0,789	0,287	0,518	0,274	0,289	0,943	-0,134	70,27
0,827	0,301	0,533	0,268	0,284	0,980	-0,120	69,10
0,865	0,315	0,523	0,260	0,278	1,017	-0,106	67,81
0,902	0,328	0,573	0,249	0,270	1,054	-0,090	66,37
0,940	0,342	0,741	0,235	0,258	1,091	-0,073	64,71
0,958	0,349	0,788	0,224	0,250	1,109	-0,065	63,75
0,977	0,356	0,857	0,208	0,237	1,127	-0,056	62,66
0,996	0,363	0,924	0,192	0,224	1,145	-0,045	61,28
1,000	0,364	1,058	0,159	0,196	1,148	-0,044	60,98

$M_{\infty} = 3$
 $\chi = 1,4$
 $\gamma = 60^{\circ}$
 $R_1 = 0$
 $R_2 = 0$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a_*	p_c	ρ_c	x_f	y_f	σ
0.000	0.000	0.000	0.328	0.328	0.000	-0.129	90.00
0.000	0.000	0.000	0.328	0.328	0.009	-0.129	89.67
0.000	0.000	0.000	0.328	0.328	0.018	-0.129	89.34
0.000	0.000	0.000	0.328	0.328	0.027	-0.129	89.00
0.000	0.000	0.000	0.328	0.328	0.037	-0.129	88.65
0.000	0.000	0.000	0.328	0.328	0.047	-0.128	88.28
0.000	0.000	0.000	0.328	0.328	0.057	-0.128	87.90
0.000	0.000	0.000	0.328	0.328	0.068	-0.128	87.49
0.000	0.000	0.000	0.328	0.328	0.074	-0.127	87.28
0.035	0.020	0.118	0.326	0.326	0.118	-0.125	85.86
0.069	0.040	0.182	0.322	0.324	0.162	-0.121	84.67
0.104	0.060	0.227	0.319	0.321	0.206	-0.117	83.53
0.139	0.080	0.262	0.315	0.319	0.249	-0.111	82.47
0.173	0.100	0.292	0.312	0.317	0.292	-0.105	81.49
0.208	0.120	0.317	0.309	0.315	0.334	-0.099	80.57
0.242	0.140	0.340	0.307	0.313	0.376	-0.091	79.69
0.277	0.160	0.361	0.304	0.311	0.418	-0.083	78.86
0.312	0.180	0.380	0.302	0.309	0.459	-0.075	78.07
0.346	0.200	0.398	0.299	0.307	0.500	-0.066	77.30
0.381	0.220	0.415	0.297	0.305	0.541	-0.057	76.55
0.416	0.240	0.432	0.294	0.303	0.581	-0.047	75.82
0.450	0.260	0.448	0.292	0.302	0.621	-0.036	75.10
0.485	0.280	0.464	0.289	0.300	0.661	-0.025	74.39
0.520	0.300	0.480	0.286	0.298	0.701	-0.014	73.68
0.554	0.320	0.496	0.284	0.296	0.740	-0.002	72.97
0.589	0.340	0.512	0.281	0.294	0.779	-0.010	72.26
0.624	0.360	0.529	0.278	0.291	0.818	0.023	71.54
0.658	0.380	0.546	0.275	0.289	0.857	0.036	70.80
0.693	0.400	0.564	0.271	0.287	0.895	0.050	70.05
0.727	0.420	0.584	0.268	0.284	0.933	0.064	69.27
0.762	0.440	0.605	0.264	0.281	0.971	0.078	68.46
0.797	0.460	0.627	0.259	0.277	1.008	0.093	67.61
0.831	0.480	0.653	0.254	0.273	1.046	0.109	66.71
0.866	0.500	0.683	0.247	0.268	1.082	0.125	65.73
0.901	0.520	0.719	0.240	0.262	1.119	0.142	64.67
0.918	0.530	0.740	0.235	0.258	1.137	0.151	64.09
0.935	0.540	0.765	0.229	0.254	1.155	0.160	63.47
0.953	0.550	0.794	0.223	0.249	1.173	0.169	62.80
0.970	0.560	0.832	0.214	0.242	1.191	0.178	62.07
0.987	0.570	0.888	0.201	0.231	1.208	0.187	61.23
1.000	0.577	1.000	0.174	0.208	1.221	0.195	60.50

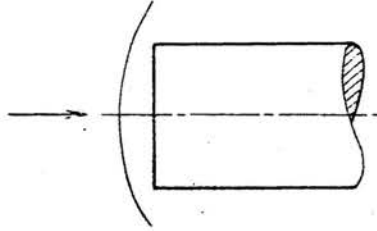
$$M_{\infty} = 5$$

$$\chi = 1.4$$

$$\gamma = 90^{\circ}$$

$$R_1 = 0$$

$$R_2 = 0$$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a_*	p_c	ρ_c	x_f	y_f	σ
0.000	0.000	0.000	0.0617	0.0617	0.000	-0.510	90.00
0.040	0.000	0.017	0.0617	0.0617	0.040	-0.509	89.46
0.080	0.000	0.034	0.0616	0.0616	0.080	-0.509	88.92
0.120	0.000	0.051	0.0616	0.0616	0.120	-0.508	88.37
0.160	0.000	0.067	0.0615	0.0616	0.160	-0.507	87.82
0.200	0.000	0.084	0.0614	0.0615	0.200	-0.505	87.25
0.240	0.000	0.101	0.0613	0.0614	0.240	-0.503	86.67
0.280	0.000	0.119	0.0612	0.0613	0.280	-0.500	86.08
0.320	0.000	0.136	0.0610	0.0612	0.320	-0.497	85.46
0.360	0.000	0.153	0.0608	0.0611	0.360	-0.494	84.82
0.400	0.000	0.171	0.0606	0.0609	0.400	-0.490	84.15
0.440	0.000	0.190	0.0604	0.0608	0.440	-0.486	83.45
0.480	0.000	0.209	0.0601	0.0606	0.480	-0.481	82.72
0.520	0.000	0.228	0.0598	0.0603	0.520	-0.475	81.96
0.560	0.000	0.249	0.0595	0.0601	0.560	-0.470	81.15
0.600	0.000	0.271	0.0591	0.0598	0.600	-0.463	80.29
0.640	0.000	0.294	0.0586	0.0595	0.640	-0.456	79.37
0.680	0.000	0.320	0.0581	0.0591	0.680	-0.448	78.39
0.720	0.000	0.348	0.0574	0.0586	0.720	-0.439	77.33
0.760	0.000	0.380	0.0566	0.0580	0.760	-0.430	76.18
0.800	0.000	0.416	0.0557	0.0573	0.800	-0.420	74.91
0.840	0.000	0.460	0.0544	0.0564	0.840	-0.408	73.49
0.880	0.000	0.514	0.0527	0.0551	0.880	-0.396	71.87
0.920	0.000	0.585	0.0502	0.0533	0.920	-0.382	69.97
0.960	0.000	0.691	0.0461	0.0501	0.960	-0.367	67.63
1.000	0.000	1.000	0.0326	0.0391	1.000	-0.349	64.42

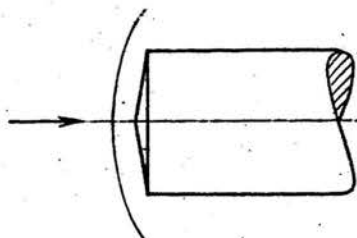
$$M_{\infty} = 5$$

$$\chi = 1,4$$

$$\gamma = 80^{\circ}$$

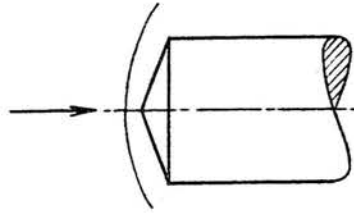
$$R_1 = 0$$

$$R_2 = 0$$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a_*	P_c	ρ_c	x_f	y_f	β
0.000	0.000	0.000	0.0617	0.0617	0.000	-0.354	90.00
0.000	0.000	0.000	0.0617	0.0617	0.025	-0.354	89.76
0.000	0.000	0.000	0.0617	0.0617	0.050	-0.354	89.52
0.000	0.000	0.000	0.0617	0.0617	0.062	-0.354	89.40
0.039	0.007	0.040	0.0616	0.0616	0.103	-0.353	88.75
0.079	0.014	0.066	0.0615	0.0616	0.143	-0.352	88.07
0.118	0.021	0.090	0.0614	0.0615	0.184	-0.351	87.40
0.158	0.028	0.112	0.0612	0.0613	0.224	-0.348	86.72
0.197	0.035	0.133	0.0610	0.0612	0.264	-0.346	86.05
0.236	0.042	0.154	0.0608	0.0611	0.304	-0.343	85.37
0.276	0.049	0.175	0.0606	0.0609	0.344	-0.339	84.69
0.315	0.056	0.194	0.0603	0.0607	0.384	-0.336	83.99
0.355	0.063	0.214	0.0600	0.0605	0.424	-0.331	83.29
0.394	0.069	0.234	0.0597	0.0603	0.464	-0.326	82.57
0.433	0.076	0.253	0.0594	0.0600	0.503	-0.321	81.83
0.473	0.083	0.273	0.0590	0.0598	0.543	-0.315	81.07
0.512	0.090	0.293	0.0586	0.0595	0.582	-0.308	80.28
0.551	0.097	0.314	0.0582	0.0592	0.622	-0.301	79.47
0.591	0.104	0.336	0.0577	0.0588	0.661	-0.294	78.63
0.630	0.111	0.359	0.0572	0.0584	0.700	-0.285	77.74
0.670	0.118	0.383	0.0565	0.0580	0.739	-0.277	76.82
0.709	0.125	0.410	0.0558	0.0574	0.778	-0.267	75.83
0.748	0.132	0.439	0.0550	0.0568	0.817	-0.257	74.79
0.788	0.139	0.472	0.0540	0.0561	0.856	-0.246	73.67
0.827	0.146	0.510	0.0528	0.0552	0.894	-0.234	72.44
0.867	0.153	0.556	0.0512	0.0540	0.933	-0.222	71.09
0.906	0.160	0.613	0.0492	0.0525	0.971	-0.208	69.56
0.945	0.167	0.692	0.0461	0.0501	1.009	-0.193	67.78
0.985	0.174	0.829	0.0403	0.0455	1.047	-0.177	65.57
1.000	0.176	0.999	0.0326	0.0391	1.061	-0.170	64.47

$M_{\infty} = 5$
 $\chi = 1,4$
 $\gamma = 70^{\circ}$
 $R_1 = 0$
 $R_2 = 0$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a_*	P_c	ρ_c	x_f	y_f	δ
0.000	0.000	0.000	0.0617	0.0617	0.000	-0.198	90.00
0.000	0.000	0.000	0.0617	0.0617	0.014	-0.198	89.76
0.000	0.000	0.000	0.0617	0.0617	0.028	-0.198	89.52
0.000	0.000	0.000	0.0617	0.0617	0.042	-0.198	89.27
0.000	0.000	0.000	0.0617	0.0617	0.057	-0.198	89.01
0.000	0.000	0.000	0.0617	0.0617	0.072	-0.198	88.75
0.038	0.014	0.071	0.0615	0.0615	0.114	-0.196	87.78
0.075	0.027	0.113	0.0612	0.0613	0.156	-0.194	86.84
0.113	0.041	0.148	0.0609	0.0611	0.197	-0.192	85.94
0.150	0.055	0.177	0.0605	0.0609	0.239	-0.188	85.06
0.188	0.068	0.204	0.0602	0.0606	0.280	-0.185	84.26
0.226	0.082	0.229	0.0598	0.0603	0.321	-0.180	83.45
0.263	0.096	0.251	0.0594	0.0601	0.362	-0.175	82.66
0.301	0.109	0.272	0.0590	0.0598	0.402	-0.170	81.88
0.338	0.123	0.292	0.0587	0.0595	0.443	-0.164	81.11
0.376	0.137	0.311	0.0582	0.0592	0.483	-0.157	80.35
0.413	0.150	0.330	0.0578	0.0589	0.523	-0.150	79.58
0.451	0.164	0.349	0.0574	0.0586	0.563	-0.143	78.82
0.489	0.178	0.367	0.0570	0.0583	0.602	-0.134	78.05
0.526	0.192	0.386	0.0565	0.0579	0.642	-0.126	77.28
0.564	0.205	0.405	0.0560	0.0575	0.681	-0.117	76.50
0.601	0.219	0.425	0.0554	0.0571	0.720	-0.107	75.70
0.639	0.233	0.445	0.0548	0.0567	0.759	-0.097	74.87
0.677	0.246	0.467	0.0542	0.0562	0.798	-0.086	74.03
0.714	0.260	0.490	0.0534	0.0557	0.836	-0.075	73.15
0.752	0.274	0.516	0.0526	0.0551	0.874	-0.063	72.22
0.789	0.287	0.544	0.0517	0.0543	0.912	-0.050	71.25
0.827	0.301	0.576	0.0505	0.0535	0.950	-0.037	70.20
0.865	0.315	0.614	0.0491	0.0524	0.987	-0.023	69.07
0.902	0.328	0.661	0.0473	0.0511	1.025	-0.008	67.81
0.940	0.342	0.722	0.0448	0.0491	1.062	0.007	66.39
0.958	0.349	0.764	0.0431	0.0477	1.080	0.015	65.58
0.977	0.356	0.820	0.0407	0.0458	1.098	0.024	64.68
0.996	0.363	0.923	0.0361	0.0420	1.116	0.032	63.62
1.000	0.364	0.999	0.0326	0.0391	1.120	0.034	63.36

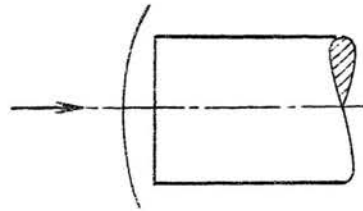
$$M_\infty = 10$$

$$\chi = 1,4$$

$$\tau = 90^\circ$$

$$R_1 = 0$$

$$R_2 = 0$$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a_*	p_c	ρ_c	x_f	y_f	β
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.000	-0.439	90.00
0.040	0.000	0.017	0.00304	0.00304	0.040	-0.439	89.50
0.080	0.000	0.034	0.00304	0.00304	0.080	-0.439	89.00
0.120	0.000	0.052	0.00304	0.00304	0.120	-0.439	88.49
0.160	0.000	0.069	0.00304	0.00304	0.160	-0.467	87.98
0.200	0.000	0.086	0.00303	0.00304	0.200	-0.465	87.45
0.240	0.000	0.103	0.00303	0.00303	0.240	-0.463	86.90
0.280	0.000	0.120	0.00302	0.00303	0.280	-0.461	86.34
0.320	0.000	0.138	0.00301	0.00302	0.320	-0.458	85.76
0.360	0.000	0.155	0.00300	0.00301	0.360	-0.455	85.18
0.400	0.000	0.173	0.00299	0.00301	0.400	-0.451	84.53
0.440	0.000	0.191	0.00298	0.00300	0.440	-0.447	83.87
0.480	0.000	0.210	0.00297	0.00299	0.480	-0.442	83.17
0.520	0.000	0.229	0.00295	0.00298	0.520	-0.437	82.44
0.560	0.000	0.250	0.00294	0.00297	0.560	-0.432	81.67
0.600	0.000	0.271	0.00292	0.00295	0.600	-0.426	80.85
0.640	0.000	0.295	0.00289	0.00294	0.640	-0.419	79.98
0.680	0.000	0.320	0.00287	0.00292	0.680	-0.412	79.05
0.720	0.000	0.348	0.00284	0.00289	0.720	-0.403	78.05
0.760	0.000	0.379	0.00280	0.00287	0.760	-0.395	76.95
0.800	0.000	0.416	0.00275	0.00283	0.800	-0.385	75.75
0.840	0.000	0.459	0.00269	0.00273	0.840	-0.374	74.41
0.880	0.000	0.513	0.00260	0.00272	0.880	-0.362	72.89
0.920	0.000	0.585	0.00248	0.00263	0.920	-0.350	71.12
0.960	0.000	0.692	0.00228	0.00247	0.960	-0.335	68.97
1.000	0.000	1.000	0.00161	0.00193	1.000	-0.319	66.06

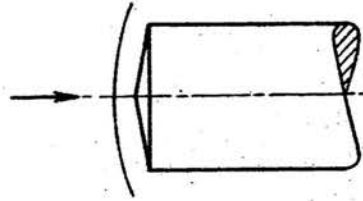
$$M_{\infty} = 10$$

$$\chi = 1,4$$

$$\gamma = 80^{\circ}$$

$$R_1 = 0$$

$$R_2 = 0$$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a_*	p_c	ρ_c	x_f	y_f	δ
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.000	-0.314	90.00
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.022	-0.314	89.80
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.044	-0.314	89.59
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.055	-0.314	89.48
0.039	0.007	0.041	0.00304	0.00304	0.096	-0.313	88.86
0.079	0.014	0.068	0.00304	0.00304	0.136	-0.312	88.20
0.116	0.021	0.092	0.00303	0.00303	0.177	-0.311	87.55
0.158	0.028	0.115	0.00302	0.00303	0.217	-0.309	86.90
0.197	0.035	0.137	0.00301	0.00302	0.257	-0.306	86.25
0.236	0.042	0.158	0.00300	0.00301	0.297	-0.303	85.59
0.276	0.049	0.178	0.00299	0.00300	0.337	-0.300	84.93
0.315	0.056	0.198	0.00298	0.00300	0.377	-0.298	84.25
0.355	0.063	0.217	0.00296	0.00299	0.417	-0.292	83.57
0.394	0.069	0.236	0.00295	0.00297	0.457	-0.287	82.87
0.433	0.076	0.255	0.00293	0.00296	0.497	-0.282	82.15
0.473	0.083	0.275	0.00291	0.00295	0.536	-0.276	81.41
0.512	0.090	0.294	0.00289	0.00294	0.576	-0.270	80.65
0.551	0.097	0.315	0.00287	0.00292	0.615	-0.263	79.86
0.591	0.104	0.336	0.00285	0.00290	0.654	-0.256	79.05
0.630	0.111	0.358	0.00282	0.00288	0.694	-0.248	78.19
0.670	0.118	0.382	0.00279	0.00286	0.733	-0.240	77.30
0.709	0.125	0.408	0.00276	0.00284	0.772	-0.230	76.36
0.748	0.132	0.437	0.00272	0.00281	0.811	-0.221	75.36
0.783	0.139	0.470	0.00267	0.00277	0.849	-0.210	74.28
0.827	0.146	0.508	0.00261	0.00273	0.888	-0.199	73.11
0.867	0.153	0.553	0.00254	0.00267	0.926	-0.187	71.82
0.906	0.160	0.610	0.00243	0.00259	0.965	-0.174	70.37
0.945	0.167	0.690	0.00228	0.00248	1.003	-0.159	68.69
0.985	0.174	0.828	0.00199	0.00225	1.041	-0.144	66.61
1.000	0.176	1.000	0.00161	0.00193	1.055	-0.137	65.59

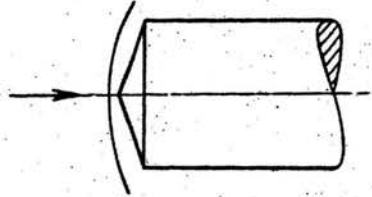
$$M_{\infty} = 10$$

$$\chi = 1,4$$

$$\gamma = 70^\circ$$

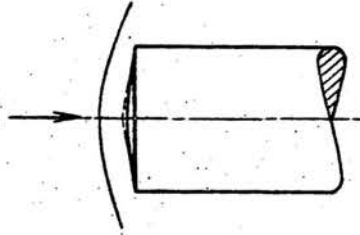
$$R_1 = 0$$

$$R_2 = 0$$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a_*	p_c	q_c	x_f	y_f	σ
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.000	-0.160	90.00
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.011	-0.160	89.80
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.022	-0.160	89.59
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.034	-0.160	89.38
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.046	-0.160	89.16
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.058	-0.159	88.93
0.038	0.014	0.076	0.00303	0.00304	0.100	-0.158	87.88
0.075	0.027	0.121	0.00302	0.00303	0.142	-0.156	86.90
0.113	0.041	0.157	0.00300	0.00301	0.184	-0.154	85.97
0.150	0.055	0.188	0.00298	0.00300	0.225	-0.151	85.09
0.188	0.068	0.214	0.00296	0.00299	0.266	-0.147	84.24
0.226	0.082	0.238	0.00295	0.00297	0.307	-0.142	83.42
0.263	0.096	0.260	0.00293	0.00296	0.348	-0.137	82.62
0.301	0.109	0.280	0.00291	0.00295	0.388	-0.132	81.84
0.338	0.123	0.299	0.00289	0.00293	0.429	-0.126	81.07
0.376	0.137	0.318	0.00287	0.00292	0.469	-0.119	80.32
0.413	0.150	0.336	0.00285	0.00290	0.509	-0.112	79.57
0.451	0.164	0.353	0.00283	0.00289	0.549	-0.104	78.82
0.489	0.178	0.371	0.00281	0.00287	0.588	-0.096	78.08
0.526	0.192	0.389	0.00278	0.00286	0.628	-0.088	77.33
0.564	0.205	0.407	0.00276	0.00284	0.667	-0.079	76.57
0.601	0.219	0.426	0.00273	0.00282	0.706	-0.069	75.80
0.639	0.233	0.446	0.00271	0.00280	0.745	-0.059	75.02
0.677	0.246	0.467	0.00268	0.00278	0.784	-0.048	74.21
0.714	0.260	0.489	0.00264	0.00275	0.822	-0.037	73.36
0.752	0.274	0.514	0.00260	0.00272	0.861	-0.025	72.48
0.789	0.287	0.542	0.00255	0.00269	0.899	-0.013	71.55
0.827	0.301	0.573	0.00250	0.00264	0.936	0.000	70.55
0.865	0.315	0.611	0.00243	0.00259	0.974	0.014	69.47
0.902	0.328	0.657	0.00234	0.00253	1.011	0.028	68.28
0.940	0.342	0.719	0.00222	0.00243	1.048	0.043	66.92
0.958	0.349	0.760	0.00214	0.00236	1.067	0.051	66.15
0.977	0.356	0.817	0.00202	0.00227	1.085	0.060	65.30
0.996	0.363	0.921	0.00179	0.00208	1.103	0.068	64.29
1.000	0.364	1.000	0.00161	0.00193	1.107	0.070	64.04

$M_{\infty} = 3$
 $\chi = 1,4$
 $\gamma = 80^\circ$
 $R_1 = 2,879$
 $R_2 = 0$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a_*	p_c	φ_c	x_f	y_f	β
0.000	0.000	0.000	0.328	0.328	0.000	-0.496	90.00
0.201	0.007	0.107	0.326	0.326	0.233	-0.490	85.80
0.401	0.028	0.222	0.318	0.321	0.470	-0.464	81.81
0.500	0.044	0.283	0.313	0.317	0.586	-0.445	79.73
0.539	0.051	0.303	0.311	0.315	0.626	-0.438	78.36
0.579	0.058	0.325	0.308	0.314	0.665	-0.430	77.96
0.618	0.065	0.348	0.305	0.312	0.704	-0.421	77.01
0.653	0.072	0.372	0.302	0.309	0.743	-0.412	76.02
0.697	0.078	0.399	0.298	0.307	0.782	-0.402	74.97
0.736	0.085	0.428	0.294	0.303	0.820	-0.391	73.85
0.776	0.092	0.460	0.289	0.300	0.859	-0.380	72.64
0.815	0.099	0.496	0.283	0.295	0.897	-0.367	71.33
0.855	0.106	0.539	0.275	0.290	0.936	-0.354	69.37
0.894	0.113	0.592	0.265	0.282	0.974	-0.339	68.22
0.933	0.120	0.662	0.251	0.271	1.011	-0.323	66.28
0.973	0.127	0.771	0.227	0.252	1.049	-0.306	63.38
0.992	0.131	0.876	0.203	0.233	1.068	-0.296	62.36
1.000	0.132	1.000	0.173	0.208	1.075	-0.293	61.64

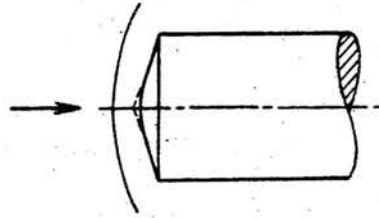
$$M_{\infty} = 3$$

$$\chi = 1,4$$

$$\gamma = 70^{\circ}$$

$$R_1 = 1,467$$

$$R_2 = 0$$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a_{∞}	p_c	ρ_c	x_r	y_r	σ
0.000	0.000	0.000	0.328	0.328	0.000	-0.338	90.00
0.102	0.004	0.074	0.327	0.327	0.129	-0.336	87.22
0.203	0.014	0.150	0.324	0.325	0.258	-0.377	84.66
0.304	0.032	0.226	0.318	0.321	0.388	-0.362	82.20
0.403	0.057	0.301	0.311	0.316	0.517	-0.341	79.93
0.500	0.088	0.372	0.302	0.309	0.647	-0.316	77.67
0.538	0.102	0.390	0.300	0.307	0.686	-0.307	76.93
0.575	0.116	0.409	0.297	0.305	0.726	-0.298	76.06
0.613	0.129	0.429	0.294	0.303	0.764	-0.293	75.15
0.650	0.143	0.450	0.291	0.301	0.803	-0.277	74.22
0.688	0.157	0.472	0.287	0.298	0.842	-0.266	73.27
0.726	0.170	0.497	0.283	0.295	0.880	-0.254	72.29
0.763	0.184	0.524	0.278	0.292	0.918	-0.241	71.25
0.801	0.198	0.554	0.273	0.287	0.956	-0.228	70.15
0.838	0.211	0.598	0.266	0.282	0.993	-0.214	68.97
0.876	0.225	0.629	0.258	0.276	1.030	-0.199	67.66
0.913	0.239	0.680	0.247	0.268	1.067	-0.184	66.23
0.951	0.252	0.749	0.232	0.256	1.104	-0.167	64.55
0.970	0.259	0.798	0.221	0.247	1.122	-0.156	63.59
0.989	0.266	0.873	0.204	0.233	1.140	-0.149	62.47
1.000	0.270	1.000	0.173	0.208	1.151	-0.142	61.37

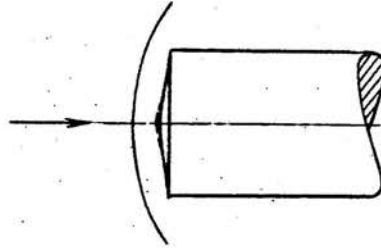
$$M_{\infty} = 5$$

$$\chi = 1,4$$

$$\gamma = 80^{\circ}$$

$$R_1 = 2,879$$

$$R_2 = 0$$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a_*	p_c	ρ_c	x_f	y_f	δ
0.000	0.000	0.000	0.0617	0.0617	0.000	-0.399	90.00
0.201	0.007	0.112	0.0612	0.0613	0.229	-0.394	86.19
0.401	0.028	0.231	0.0598	0.0603	0.457	-0.372	82.55
0.600	0.044	0.290	0.0587	0.0595	0.570	-0.355	80.62
0.539	0.051	0.310	0.0583	0.0592	0.610	-0.348	79.79
0.579	0.058	0.331	0.0578	0.0589	0.649	-0.341	78.94
0.618	0.065	0.353	0.0573	0.0585	0.688	-0.333	78.06
0.658	0.072	0.377	0.0567	0.0581	0.727	-0.324	77.14
0.697	0.078	0.402	0.0560	0.0576	0.766	-0.315	76.17
0.736	0.085	0.431	0.0553	0.0570	0.805	-0.305	75.14
0.776	0.092	0.462	0.0543	0.0563	0.844	-0.294	74.04
0.815	0.099	0.498	0.0532	0.0555	0.883	-0.283	72.85
0.855	0.106	0.541	0.0518	0.0544	0.921	-0.270	71.54
0.894	0.113	0.594	0.0499	0.0530	0.959	-0.257	70.07
0.933	0.120	0.664	0.0472	0.0509	0.997	-0.243	68.38
0.973	0.127	0.774	0.0427	0.0474	1.035	-0.227	66.33
0.992	0.131	0.878	0.0381	0.0437	1.054	-0.218	65.07
1.000	0.132	1.000	0.0325	0.0391	1.061	-0.215	64.49

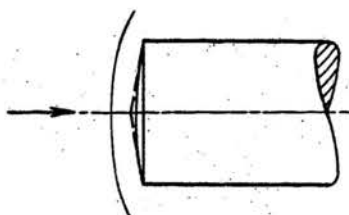
$$M_{\infty} = 10$$

$$\chi = 1,4$$

$$\gamma = 80^{\circ}$$

$$R_1 = 2,879$$

$$R_2 = 0$$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a_*	p_c	ρ_c	x_f	y_f	σ
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.000	-0.358	90.00
0.201	0.007	0.114	0.00302	0.00303	0.226	-0.354	89.34
0.401	0.028	0.234	0.00295	0.00298	0.451	-0.332	82.85
0.500	0.044	0.292	0.00290	0.00294	0.564	-0.317	80.98
0.539	0.051	0.311	0.00288	0.00292	0.603	-0.310	80.18
0.579	0.058	0.331	0.00285	0.00291	0.642	-0.303	79.35
0.613	0.065	0.353	0.00283	0.00289	0.682	-0.295	78.50
0.653	0.072	0.376	0.00280	0.00287	0.721	-0.287	77.61
0.697	0.078	0.401	0.00277	0.00284	0.760	-0.278	76.68
0.736	0.085	0.429	0.00273	0.00282	0.799	-0.268	75.69
0.776	0.092	0.460	0.00269	0.00278	0.838	-0.258	74.64
0.815	0.099	0.496	0.00263	0.00274	0.876	-0.247	73.50
0.855	0.106	0.538	0.00256	0.00269	0.915	-0.235	72.25
0.894	0.113	0.591	0.00247	0.00262	0.953	-0.223	70.85
0.933	0.120	0.662	0.00234	0.00252	0.991	-0.209	69.23
0.973	0.127	0.772	0.00211	0.00234	1.029	-0.194	67.33
0.992	0.131	0.876	0.00188	0.00216	1.048	-0.185	66.15
1.000	0.132	0.999	0.00161	0.00193	1.055	-0.182	65.61

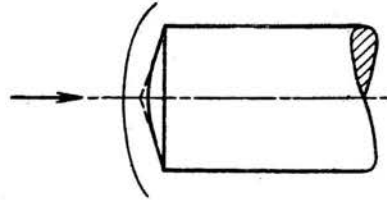
$$M_{\infty} = 10$$

$$\chi = 1,4$$

$$\gamma = 70^{\circ}$$

$$R_1 = 1,462$$

$$R_2 = 0$$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a^*	p_c	q_c	x_f	y_f	δ
0.000	0.009	0.000	0.00304	0.00304	0.000	-0.252	90.00
0.051	0.001	0.045	0.00304	0.00304	0.060	-0.252	88.74
0.102	0.004	0.090	0.00303	0.00303	0.120	-0.250	87.49
0.153	0.008	0.134	0.00301	0.00302	0.180	-0.246	86.23
0.203	0.014	0.177	0.00299	0.00301	0.239	-0.242	84.98
0.254	0.022	0.217	0.00296	0.00299	0.299	-0.236	83.75
0.304	0.032	0.256	0.00293	0.00296	0.359	-0.229	82.54
0.354	0.043	0.293	0.00289	0.00294	0.419	-0.220	81.36
0.403	0.057	0.328	0.00286	0.00291	0.480	-0.210	80.24
0.452	0.072	0.360	0.00282	0.00285	0.540	-0.200	79.18
0.500	0.088	0.390	0.00278	0.00286	0.600	-0.187	78.21
0.519	0.095	0.397	0.00277	0.00285	0.620	-0.183	77.75
0.538	0.102	0.404	0.00277	0.00284	0.640	-0.179	77.31
0.556	0.109	0.411	0.00275	0.00282	0.659	-0.174	76.88
0.575	0.116	0.419	0.00274	0.00283	0.679	-0.170	76.46
0.594	0.122	0.428	0.00273	0.00282	0.699	-0.165	76.04
0.613	0.129	0.437	0.00272	0.00281	0.718	-0.160	75.63
0.632	0.136	0.446	0.00271	0.00280	0.737	-0.155	75.21
0.650	0.143	0.456	0.00269	0.00279	0.757	-0.150	74.80
0.669	0.150	0.466	0.00268	0.00278	0.776	-0.144	74.38
0.688	0.157	0.477	0.00266	0.00276	0.796	-0.139	73.95
0.707	0.163	0.488	0.00264	0.00275	0.815	-0.133	73.52
0.726	0.170	0.499	0.00262	0.00274	0.834	-0.128	73.08
0.744	0.177	0.512	0.00260	0.00272	0.853	-0.122	72.63
0.763	0.184	0.525	0.00258	0.00271	0.872	-0.116	72.18
0.782	0.191	0.538	0.00256	0.00269	0.891	-0.109	71.70
0.801	0.198	0.553	0.00254	0.00267	0.910	-0.103	71.22
0.819	0.204	0.569	0.00251	0.00265	0.929	-0.097	70.71
0.838	0.211	0.586	0.00248	0.00263	0.948	-0.090	70.19
0.857	0.218	0.605	0.00244	0.00260	0.967	-0.083	69.64
0.876	0.225	0.625	0.00240	0.00257	0.985	-0.076	69.07
0.895	0.232	0.650	0.00236	0.00254	1.004	-0.069	68.47
0.913	0.239	0.676	0.00231	0.00250	1.023	-0.061	67.83
0.932	0.245	0.708	0.00224	0.00245	1.041	-0.054	67.14
0.942	0.249	0.726	0.00221	0.00242	1.050	-0.050	66.78
0.951	0.252	0.747	0.00216	0.00239	1.060	-0.046	66.39
0.960	0.256	0.770	0.00212	0.00235	1.069	-0.042	65.99
0.970	0.259	0.797	0.00206	0.00230	1.078	-0.038	65.57
0.979	0.263	0.831	0.00198	0.00224	1.087	-0.033	65.12
0.989	0.266	0.877	0.00188	0.00216	1.096	-0.029	64.62
0.998	0.269	0.979	0.00166	0.00197	1.105	-0.025	64.06
1.000	0.270	0.997	0.00161	0.00194	1.107	-0.024	63.93

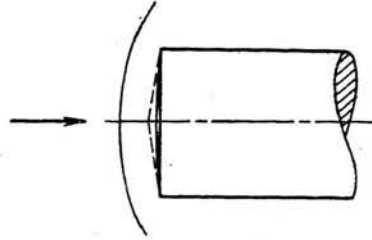
$$M_{\infty} = 3$$

$$\chi = 1,4$$

$$\gamma = 80^{\circ}$$

$$R_1 = 5,759$$

$$R_2 = 0$$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a_*	p_c	ρ_c	x_f	y_f	δ
0.000	0.000	0.000	0.328	0.328	0.000	-0.536	90.00
0.201	0.004	0.095	0.326	0.327	0.220	-0.530	86.25
0.402	0.014	0.198	0.320	0.323	0.438	-0.509	82.35
0.602	0.032	0.316	0.309	0.314	0.655	-0.471	77.85
0.801	0.056	0.478	0.286	0.298	0.868	-0.415	72.05
1.000	0.087	1.000	0.173	0.208	1.074	-0.330	61.75

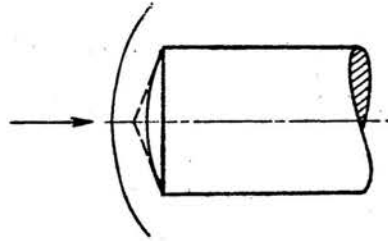
$$M_{\infty} = 3.6$$

$$\chi = 1,4$$

$$\gamma = 70^{\circ}$$

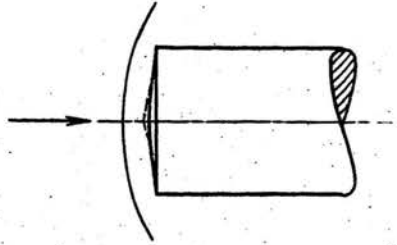
$$R_1 = 2,924$$

$$R_2 = 0$$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a_*	p_c	ρ_c	x_f	y_f	δ
0.000	0.000	0.000	0.328	0.328	0.000	-0.475	90.00
0.051	0.000	0.029	0.328	0.328	0.059	-0.474	88.92
0.102	0.002	0.058	0.327	0.327	0.119	-0.473	87.85
0.153	0.004	0.087	0.326	0.327	0.178	-0.470	86.78
0.204	0.007	0.116	0.325	0.326	0.237	-0.466	85.70
0.255	0.011	0.146	0.324	0.325	0.296	-0.461	84.61
0.306	0.016	0.176	0.322	0.324	0.355	-0.455	83.52
0.356	0.022	0.206	0.320	0.322	0.414	-0.448	82.41
0.407	0.028	0.238	0.317	0.320	0.473	-0.439	81.30
0.457	0.036	0.270	0.314	0.318	0.531	-0.430	80.16
0.508	0.044	0.303	0.311	0.315	0.589	-0.419	79.01
0.558	0.054	0.337	0.307	0.313	0.647	-0.407	77.83
0.608	0.064	0.372	0.302	0.309	0.705	-0.394	76.61
0.658	0.075	0.410	0.297	0.305	0.763	-0.380	75.35
0.707	0.087	0.450	0.291	0.301	0.820	-0.364	74.03
0.757	0.100	0.493	0.284	0.296	0.876	-0.347	72.65
0.806	0.113	0.541	0.275	0.289	0.933	-0.329	71.17
0.855	0.128	0.595	0.265	0.281	0.988	-0.309	69.56
0.904	0.143	0.662	0.251	0.271	1.043	-0.287	67.77
0.952	0.159	0.754	0.231	0.254	1.098	-0.264	65.68
0.976	0.168	0.823	0.215	0.243	1.124	-0.252	64.44
1.000	0.176	1.000	0.173	0.288	1.151	-0.238	62.93

$M_{\infty} = 5$
 $\chi = 1,4$
 $\gamma = 80^\circ$
 $R_1 = 5,759$
 $R_2 = 0$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a_*	p_c	ϑ_c	x_f	y_f	δ
0.000	0.000	0.000	0.0617	0.0617	0.000	-0.441	90.00
0.101	0.001	0.051	0.0616	0.0616	0.108	-0.440	88.39
0.201	0.004	0.103	0.0613	0.0614	0.216	-0.436	86.74
0.301	0.008	0.154	0.0608	0.0611	0.324	-0.428	85.02
0.402	0.014	0.207	0.0601	0.0606	0.432	-0.417	83.19
0.502	0.022	0.262	0.0592	0.0599	0.539	-0.402	81.20
0.602	0.032	0.322	0.0580	0.0590	0.646	-0.383	79.02
0.702	0.043	0.392	0.0563	0.0578	0.751	-0.361	76.57
0.801	0.056	0.479	0.0538	0.0559	0.856	-0.333	73.72
0.901	0.071	0.608	0.0494	0.0526	0.960	-0.299	70.15
1.000	0.087	1.000	0.0326	0.0391	1.061	-0.258	64.82

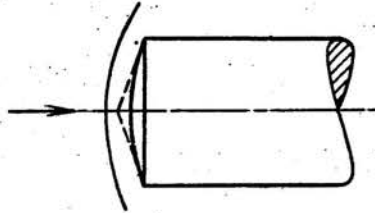
$$M_{\infty} = 5$$

$$\chi = 1,4$$

$$\gamma = 70^{\circ}$$

$$R_1 = 2,924$$

$$R_2 = 0$$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a_*	p_c	ρ_c	x_r	y_r	σ
0.000	0.000	0.000	0.0617	0.0617	0.000	-0.374	90.00
0.051	0.000	0.032	0.0616	0.0616	0.058	-0.374	89.02
0.102	0.002	0.063	0.0615	0.0616	0.115	-0.372	88.04
0.153	0.004	0.095	0.0613	0.0614	0.173	-0.370	87.06
0.204	0.007	0.127	0.0611	0.0613	0.230	-0.367	86.06
0.255	0.011	0.158	0.0608	0.0610	0.287	-0.362	85.04
0.303	0.016	0.189	0.0604	0.0608	0.345	-0.357	84.01
0.353	0.022	0.221	0.0599	0.0604	0.402	-0.350	82.95
0.407	0.028	0.253	0.0594	0.0600	0.459	-0.342	81.88
0.457	0.036	0.285	0.0588	0.0596	0.516	-0.334	80.78
0.508	0.044	0.317	0.0581	0.0591	0.573	-0.324	79.66
0.558	0.054	0.351	0.0574	0.0586	0.629	-0.313	78.51
0.608	0.064	0.386	0.0565	0.0579	0.685	-0.301	77.32
0.658	0.075	0.422	0.0555	0.0572	0.741	-0.288	76.10
0.707	0.087	0.461	0.0544	0.0564	0.797	-0.273	74.83
0.757	0.100	0.503	0.0530	0.0554	0.852	-0.258	73.49
0.806	0.113	0.549	0.0515	0.0542	0.907	-0.241	72.07
0.855	0.128	0.602	0.0496	0.0528	0.962	-0.222	70.55
0.904	0.143	0.668	0.0471	0.0508	1.016	-0.202	68.86
0.952	0.159	0.758	0.0433	0.0479	1.069	-0.181	66.92
1.000	0.176	1.000	0.0326	0.0391	1.121	-0.157	64.42

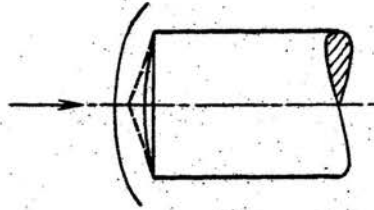
$$M_{\infty} = 10$$

$$\chi = 1,4$$

$$\tau = 70^{\circ}$$

$$R_1 = 2,924$$

$$R_2 = 0$$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a_*	P_c	φ_c	x_f	y_f	δ
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.000	-0.333	90.00
0.051	0.000	0.033	0.00304	0.00304	0.057	-0.332	89.06
0.102	0.002	0.066	0.00304	0.00304	0.114	-0.331	88.13
0.153	0.004	0.099	0.00303	0.00303	0.170	-0.329	87.18
0.204	0.007	0.132	0.00301	0.00302	0.227	-0.325	86.21
0.255	0.011	0.164	0.00300	0.00301	0.284	-0.321	85.22
0.306	0.016	0.195	0.00298	0.00300	0.341	-0.316	84.20
0.356	0.022	0.227	0.00295	0.00298	0.397	-0.310	83.17
0.407	0.028	0.258	0.00293	0.00296	0.453	-0.302	82.11
0.457	0.036	0.290	0.00290	0.00294	0.510	-0.294	81.02
0.508	0.044	0.322	0.00286	0.00291	0.566	-0.285	79.91
0.558	0.054	0.355	0.00283	0.00289	0.622	-0.274	78.77
0.608	0.064	0.389	0.00278	0.00286	0.677	-0.262	77.60
0.658	0.075	0.425	0.00274	0.00282	0.733	-0.250	76.39
0.707	0.087	0.463	0.00268	0.00278	0.788	-0.236	75.14
0.757	0.100	0.504	0.00262	0.00273	0.842	-0.220	73.83
0.806	0.113	0.549	0.00254	0.00268	0.897	-0.204	72.45
0.855	0.128	0.601	0.00245	0.00261	0.951	-0.186	70.97
0.904	0.143	0.665	0.00233	0.00251	1.004	-0.167	69.34
0.952	0.159	0.754	0.00215	0.00237	1.057	-0.146	67.48
0.976	0.168	0.823	0.00200	0.00226	1.063	-0.135	66.39
1.000	0.176	1.000	0.00161	0.00193	1.109	-0.123	65.07

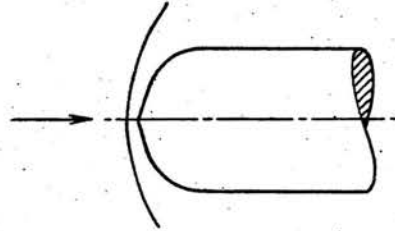
$$M_{\infty} = 3$$

$$\chi = 1,4$$

$$\gamma = 70^{\circ}$$

$$R_1 = 0$$

$$R_2 = 0,760$$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a_*	p_c	ρ_c	x_f	y_f	σ
0.000	0.000	0.000	0.328	0.328	0.000	-0.189	90.00
0.000	0.000	0.000	0.328	0.328	0.013	-0.189	89.67
0.000	0.000	0.000	0.328	0.328	0.027	-0.189	89.34
0.000	0.000	0.000	0.328	0.328	0.040	-0.188	89.00
0.000	0.000	0.000	0.328	0.328	0.054	-0.188	88.65
0.000	0.000	0.000	0.328	0.328	0.068	-0.188	88.28
0.038	0.014	0.084	0.327	0.327	0.110	-0.186	86.91
0.075	0.027	0.134	0.325	0.326	0.152	-0.183	85.58
0.113	0.041	0.176	0.322	0.324	0.193	-0.180	84.32
0.150	0.055	0.214	0.320	0.322	0.234	-0.175	83.10
0.188	0.068	0.249	0.317	0.320	0.275	-0.170	81.90
0.226	0.082	0.281	0.313	0.318	0.315	-0.164	80.71
0.263	0.096	0.312	0.310	0.315	0.355	-0.154	79.51
0.301	0.109	0.343	0.306	0.312	0.395	-0.149	78.29
0.338	0.123	0.374	0.302	0.310	0.434	-0.140	77.05
0.376	0.137	0.405	0.298	0.306	0.473	-0.131	75.76
0.413	0.150	0.439	0.293	0.303	0.512	-0.120	74.42
0.451	0.164	0.475	0.287	0.298	0.551	-0.109	73.00
0.489	0.178	0.515	0.280	0.293	0.589	-0.097	71.46
0.500	0.182	0.529	0.278	0.291	0.600	-0.093	70.97
0.549	0.202	0.618	0.261	0.279	0.669	-0.068	69.46
0.597	0.225	0.705	0.243	0.265	0.738	-0.041	67.81
0.620	0.238	0.747	0.233	0.257	0.773	-0.027	66.95
0.643	0.252	0.789	0.224	0.250	0.807	-0.012	66.07
0.665	0.266	0.830	0.214	0.242	0.842	0.004	65.19
0.687	0.281	0.870	0.205	0.234	0.877	0.020	64.30
0.708	0.297	0.910	0.195	0.226	0.911	0.037	63.41
0.729	0.314	0.950	0.186	0.219	0.946	0.055	62.52
0.749	0.331	0.989	0.176	0.210	0.981	0.073	61.65
0.768	0.349	1.027	0.167	0.202	1.016	0.093	60.78
0.787	0.368	1.065	0.158	0.195	1.051	0.113	59.92
0.805	0.388	1.100	0.149	0.187	1.087	0.134	59.08
0.822	0.408	1.136	0.141	0.179	1.123	0.156	58.25

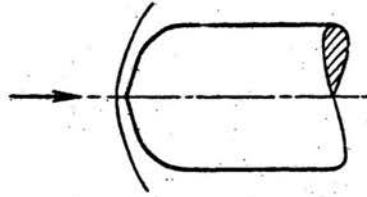
$$M_{\infty} = 5$$

$$\chi = 1,4$$

$$\gamma = 70^\circ$$

$$R_1 = 0$$

$$R_2 = 0,760$$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/β^*	p_c	φ_c	x_f	y_f	δ
0.000	0.000	0.000	0.0617	0.0617	0.000	-0.122	90.00
0.000	0.000	0.000	0.0617	0.0617	0.009	-0.122	89.76
0.000	0.000	0.000	0.0617	0.0617	0.017	-0.122	89.52
0.000	0.000	0.000	0.0617	0.0617	0.026	-0.121	89.27
0.000	0.000	0.000	0.0617	0.0617	0.035	-0.121	89.01
0.000	0.000	0.000	0.0617	0.0617	0.044	-0.121	88.75
0.038	0.014	0.096	0.0613	0.0614	0.036	-0.120	87.11
0.075	0.027	0.155	0.0608	0.0611	0.128	-0.117	85.69
0.113	0.041	0.201	0.0602	0.0606	0.169	-0.113	84.33
0.150	0.055	0.240	0.0596	0.0602	0.210	-0.109	83.03
0.188	0.068	0.275	0.0590	0.0597	0.251	-0.104	81.76
0.226	0.082	0.307	0.0583	0.0593	0.291	-0.097	80.51
0.263	0.096	0.338	0.0577	0.0588	0.331	-0.090	79.27
0.301	0.109	0.368	0.0569	0.0582	0.370	-0.082	78.02
0.338	0.123	0.399	0.0561	0.0577	0.410	-0.073	76.75
0.376	0.137	0.431	0.0552	0.0570	0.449	-0.064	75.44
0.413	0.150	0.466	0.0542	0.0562	0.488	-0.053	74.08
0.451	0.164	0.505	0.0530	0.0553	0.526	-0.042	72.62
0.489	0.178	0.550	0.0514	0.0542	0.564	-0.029	71.04
0.500	0.182	0.566	0.0509	0.0538	0.575	-0.025	70.52
0.549	0.202	0.660	0.0474	0.0511	0.640	-0.001	68.82
0.597	0.225	0.750	0.0437	0.0482	0.703	0.025	66.83
0.620	0.238	0.793	0.0418	0.0468	0.735	0.038	65.87
0.643	0.252	0.835	0.0400	0.0453	0.767	0.053	64.83
0.665	0.266	0.877	0.0381	0.0438	0.799	0.068	63.78
0.687	0.281	0.918	0.0363	0.0422	0.830	0.084	62.72
0.708	0.297	0.960	0.0344	0.0406	0.862	0.101	61.66
0.729	0.314	1.000	0.0326	0.0391	0.893	0.118	60.60
0.749	0.331	1.040	0.0307	0.0375	0.924	0.136	59.55
0.768	0.349	1.080	0.0289	0.0359	0.956	0.155	58.49
0.787	0.368	1.112	0.0275	0.0346	0.987	0.175	57.46
0.805	0.388	1.147	0.0259	0.0332	1.019	0.195	56.46

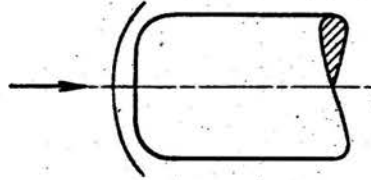
$$M_{\infty} = 10$$

$$\chi = 1,4$$

$$\tau = 90^{\circ}$$

$$R_1 = 0$$

$$R_2 = 0,500$$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a_*	P_c	ρ_c	x_r	y_r	δ
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.000	-0.316	90.00
0.040	0.000	0.026	0.00304	0.00304	0.040	-0.315	89.26
0.080	0.000	0.051	0.00304	0.00304	0.080	-0.315	88.51
0.120	0.000	0.077	0.00303	0.00304	0.120	-0.313	87.73
0.160	0.000	0.102	0.00303	0.00303	0.160	-0.311	86.93
0.200	0.000	0.128	0.00302	0.00302	0.200	-0.309	86.09
0.240	0.000	0.154	0.00300	0.00301	0.240	-0.306	85.20
0.280	0.000	0.180	0.00299	0.00300	0.280	-0.302	84.26
0.320	0.000	0.208	0.00297	0.00299	0.320	-0.298	83.25
0.360	0.000	0.237	0.00295	0.00297	0.360	-0.293	82.15
0.400	0.000	0.268	0.00292	0.00295	0.400	-0.287	80.96
0.440	0.000	0.303	0.00288	0.00293	0.440	-0.280	79.66
0.480	0.000	0.343	0.00284	0.00290	0.480	-0.272	78.21
0.500	0.000	0.366	0.00281	0.00288	0.500	-0.268	77.42
0.535	0.001	0.433	0.00272	0.00281	0.553	-0.255	76.15
0.570	0.005	0.504	0.00262	0.00273	0.604	-0.242	74.82
0.604	0.011	0.576	0.00249	0.00264	0.655	-0.228	73.44
0.638	0.019	0.650	0.00236	0.00254	0.704	-0.212	71.99
0.671	0.030	0.724	0.00221	0.00242	0.753	-0.196	70.48
0.687	0.036	0.761	0.00213	0.00236	0.778	-0.187	69.70
0.703	0.043	0.797	0.00206	0.00230	0.802	-0.178	68.91
0.719	0.051	0.833	0.00198	0.00224	0.826	-0.168	68.11
0.735	0.059	0.869	0.00190	0.00218	0.850	-0.158	67.30
0.750	0.067	0.904	0.00182	0.00211	0.874	-0.148	66.47
0.765	0.076	0.939	0.00175	0.00205	0.898	-0.137	65.64
0.780	0.085	0.973	0.00167	0.00198	0.922	-0.126	64.80
0.794	0.095	1.007	0.00159	0.00192	0.947	-0.115	63.94
0.808	0.106	1.040	0.00152	0.00185	0.971	-0.103	63.07
0.821	0.117	1.070	0.00145	0.00179	0.995	-0.090	62.20
0.835	0.128	1.100	0.00138	0.00173	1.020	-0.077	61.33
0.847	0.140	1.129	0.00132	0.00168	1.044	-0.063	60.44

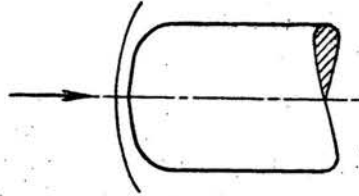
$$M_{\infty} = 10$$

$$\chi = 1,4$$

$$\gamma = 80^{\circ}$$

$$R_1 = 0$$

$$R_2 = 0,605$$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a^*	ρ_c	q_c	x_f	y_f	δ
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.000	-0.201	90.00
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.007	-0.201	89.90
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.014	-0.201	89.80
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.021	-0.201	89.69
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.028	-0.201	89.59
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.035	-0.201	89.48
0.039	0.007	0.056	0.00304	0.00304	0.076	-0.200	88.48
0.079	0.014	0.095	0.00303	0.00303	0.116	-0.199	87.46
0.118	0.021	0.130	0.00301	0.00302	0.156	-0.196	86.45
0.158	0.028	0.163	0.00300	0.00301	0.197	-0.194	85.42
0.197	0.035	0.194	0.00298	0.00300	0.237	-0.190	84.38
0.236	0.042	0.224	0.00296	0.00298	0.276	-0.186	83.30
0.276	0.049	0.254	0.00293	0.00296	0.316	-0.181	82.19
0.315	0.056	0.285	0.00290	0.00294	0.356	-0.175	81.03
0.355	0.063	0.316	0.00287	0.00292	0.395	-0.168	79.81
0.394	0.069	0.350	0.00283	0.00289	0.434	-0.161	78.51
0.433	0.076	0.387	0.00279	0.00286	0.474	-0.152	77.12
0.473	0.083	0.430	0.00273	0.00282	0.513	-0.143	75.60
0.500	0.088	0.464	0.00268	0.00278	0.539	-0.136	74.46
0.521	0.092	0.505	0.00262	0.00273	0.567	-0.128	73.73
0.541	0.097	0.546	0.00255	0.00268	0.595	-0.119	72.96
0.562	0.102	0.587	0.00248	0.00263	0.623	-0.111	72.16
0.582	0.109	0.628	0.00240	0.00257	0.650	-0.102	71.33
0.602	0.115	0.668	0.00232	0.00251	0.677	-0.092	70.48
0.622	0.123	0.708	0.00224	0.00245	0.705	-0.082	69.60
0.641	0.131	0.747	0.00216	0.00238	0.732	-0.072	68.69
0.660	0.140	0.787	0.00208	0.00232	0.758	-0.061	67.78
0.679	0.150	0.825	0.00200	0.00225	0.785	-0.050	66.85
0.697	0.160	0.863	0.00191	0.00219	0.812	-0.038	65.90
0.716	0.171	0.901	0.00183	0.00212	0.839	-0.026	64.96
0.733	0.182	0.937	0.00175	0.00205	0.865	-0.013	64.00
0.751	0.195	0.973	0.00167	0.00198	0.892	0.000	63.05
0.767	0.207	1.008	0.00159	0.00192	0.919	0.014	62.09
0.784	0.221	1.041	0.00152	0.00185	0.945	0.028	61.14
0.800	0.234	1.076	0.00144	0.00178	0.972	0.043	60.18
0.815	0.249	1.109	0.00136	0.00172	0.999	0.059	59.22
0.830	0.264	1.140	0.00130	0.00165	1.026	0.075	58.25
0.837	0.271	1.155	0.00126	0.00162	1.039	0.083	57.76

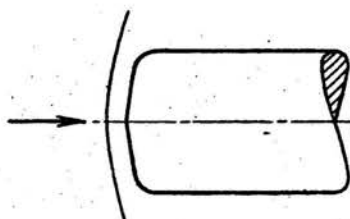
$$M_{\infty} = 10$$

$$\chi = 1,4$$

$$\gamma = 80^{\circ}$$

$$R_1 = 0$$

$$R_2 = 0,303$$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a_*	p_c	φ_c	x_f	y_f	δ
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.000	-0.261	90.00
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.023	-0.261	89.74
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.046	-0.261	89.48
0.039	0.007	0.047	0.00304	0.00304	0.087	-0.261	88.73
0.079	0.014	0.078	0.00303	0.00304	0.127	-0.259	87.94
0.118	0.021	0.106	0.00302	0.00303	0.167	-0.258	87.16
0.158	0.028	0.133	0.00301	0.00302	0.207	-0.255	86.37
0.197	0.035	0.158	0.00300	0.00301	0.248	-0.253	85.59
0.236	0.042	0.182	0.00299	0.00300	0.288	-0.249	84.79
0.276	0.049	0.206	0.00297	0.00299	0.328	-0.245	83.98
0.315	0.056	0.229	0.00295	0.00298	0.367	-0.241	83.14
0.355	0.063	0.252	0.00293	0.00296	0.407	-0.236	82.29
0.394	0.069	0.275	0.00291	0.00295	0.447	-0.230	81.40
0.433	0.076	0.299	0.00289	0.00293	0.486	-0.224	80.48
0.473	0.083	0.323	0.00286	0.00291	0.526	-0.217	79.53
0.512	0.090	0.349	0.00283	0.00289	0.565	-0.209	78.53
0.551	0.097	0.373	0.00280	0.00287	0.604	-0.201	77.47
0.591	0.104	0.409	0.00276	0.00284	0.643	-0.192	76.34
0.630	0.111	0.444	0.00271	0.00280	0.682	-0.182	75.13
0.670	0.118	0.485	0.00265	0.00276	0.721	-0.171	73.80
0.709	0.125	0.535	0.00257	0.00269	0.759	-0.159	72.33
0.748	0.132	0.599	0.00245	0.00261	0.798	-0.147	70.65
0.750	0.132	0.602	0.00245	0.00261	0.799	-0.146	70.58
0.766	0.135	0.655	0.00235	0.00253	0.828	-0.136	70.23
0.781	0.139	0.710	0.00224	0.00245	0.857	-0.125	69.87
0.793	0.143	0.756	0.00215	0.00237	0.880	-0.117	69.56
0.806	0.148	0.801	0.00205	0.00229	0.904	-0.108	69.23
0.818	0.153	0.847	0.00195	0.00221	0.927	-0.099	68.88
0.830	0.158	0.893	0.00185	0.00213	0.951	-0.090	68.49
0.842	0.164	0.938	0.00175	0.00205	0.975	-0.080	68.05
0.853	0.171	0.981	0.00165	0.00197	0.998	-0.070	67.50
0.864	0.178	1.024	0.00155	0.00188	1.022	-0.060	67.01
0.875	0.185	1.065	0.00146	0.00180	1.046	-0.050	66.39
0.886	0.193	1.104	0.00138	0.00173	1.071	-0.039	65.63
0.896	0.202	1.140	0.00130	0.00165	1.096	-0.028	64.88
0.900	0.205	1.153	0.00127	0.00163	1.106	-0.023	64.53

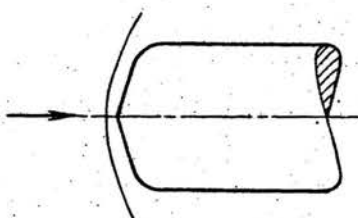
$$M_{\infty} = 10$$

$$\alpha = 1,4$$

$$\gamma = 70^{\circ}$$

$$R_1 = 0$$

$$R_2 = 0,380$$



Współrzędne ciała		Wielkości gazodynamiczne			Współrzędne i kąt fali uderzeniowej		
x_c	y_c	v_c/a^*	p_c	ρ_c	x_f	y_f	δ
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.000	-0.123	89.59
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.011	-0.123	89.74
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.023	-0.123	89.88
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.034	-0.123	90.01
0.000	0.000	0.000	0.00304	0.00304	0.046	-0.123	90.13
0.038	0.014	0.037	0.00303	0.00304	0.039	-0.123	87.59
0.075	0.027	0.139	0.00301	0.00302	0.139	-0.124	86.42
0.113	0.041	0.180	0.00299	0.00300	0.172	-0.121	85.90
0.150	0.055	0.214	0.00296	0.00299	0.213	-0.117	84.24
0.188	0.068	0.244	0.00294	0.00297	0.251	-0.113	83.22
0.226	0.082	0.270	0.00292	0.00295	0.285	-0.108	82.23
0.263	0.096	0.295	0.00289	0.00294	0.325	-0.102	81.26
0.301	0.109	0.318	0.00287	0.00292	0.375	-0.095	80.32
0.338	0.123	0.340	0.00284	0.00290	0.415	-0.088	79.38
0.376	0.137	0.362	0.00282	0.00288	0.455	-0.080	78.45
0.413	0.150	0.384	0.00279	0.00286	0.494	-0.072	77.52
0.451	0.164	0.407	0.00276	0.00284	0.534	-0.063	76.57
0.489	0.178	0.431	0.00273	0.00281	0.573	-0.053	75.61
0.526	0.192	0.456	0.00269	0.00279	0.612	-0.043	74.61
0.564	0.205	0.484	0.00265	0.00276	0.650	-0.032	73.57
0.601	0.219	0.514	0.00260	0.00272	0.688	-0.020	72.48
0.639	0.233	0.549	0.00254	0.00268	0.726	-0.008	71.30
0.677	0.246	0.591	0.00247	0.00262	0.764	0.005	70.02
0.714	0.260	0.644	0.00237	0.00254	0.802	0.020	68.59
0.750	0.273	0.715	0.00223	0.00244	0.837	0.034	67.00
0.785	0.279	0.764	0.00213	0.00236	0.862	0.045	66.70
0.781	0.286	0.814	0.00202	0.00227	0.858	0.056	66.37
0.795	0.293	0.863	0.00192	0.00219	0.913	0.067	65.99
0.810	0.301	0.910	0.00181	0.00210	0.938	0.078	65.56
0.824	0.310	0.957	0.00171	0.00201	0.964	0.089	65.06
0.838	0.319	1.001	0.00161	0.00193	0.990	0.102	64.49
0.851	0.329	1.042	0.00151	0.00185	1.015	0.115	63.85
0.864	0.339	1.084	0.00142	0.00176	1.041	0.123	63.13
0.877	0.350	1.123	0.00133	0.00169	1.068	0.141	62.32
0.886	0.359	1.151	0.00127	0.00163	1.089	0.153	61.61

Wykaz literatury cytowanej

1. Ferri, A., A review of some recent developments in hypersonic flow, *Advances in Aeronautical Sciences*, Vol. 2, 723 - 770, Pergamon Press, 1959.
2. Serbin, H., The high speed flow of gas around blunt bodies, *Aeronautical Quarterly*, Vol. IX, Nov. 1958.
3. Sinnott, C.S., An analysis of shock detachment distance in supersonic flow, A.R.C. 21,078. /cytowane za pracą 4 /.
4. Stollery, J.L., Maull, D.J., A note on shock detachment distance, *Journal of the Royal Aeronautical Society*, June 1960.
5. Hayes, W.D., Probstein, R.F., *Hypersonic flow theory*, Academic Press, New York, 1959.
6. Vaglio-Laurin, R., Ferri, A., Theoretical investigation of the flow field about nosed bodies in supersonic flight, *Journal of the Aero/Space Sciences*, Vol. 25, No 12, 761 - 770 Dec. 1958.
7. Van Dyke, M.D., The supersonic blunt body problem - Review and extension, *Journal of the Aero/Space Sciences*, Vol. 25, No 8, 485 - 496, Aug. 1958.
8. Vaglio-Laurin, R., On the PKL method on the supersonic blunt body problem, *Journal of the Aeronautical Sciences*, 2, 29, 1962
9. Dorodnicyn, A.A., Ob adnom metode czislennogo reszenia n niekatorych nelinejnych zadacz aerogidrodinamiki, *Trudy 3-go Wsiesojuznogo Siezda*, T. 3, 447 - 453, 1958.
10. Dorodnicyn, A.A., A contribution to the solution of mixed problem of transonic aerodynamics, *Advances in Aeronautical Sciences*, Vol. 2, Pergamon Press, 832 - 844, 1959.
11. Bielocerkowski, O.M., Rasczot obtiekanija krugowogo cilindra s otoszedziej udarnij wołnoj, *Wyczislitel'naja Matematika*, 3, 149 - 185, 1958.
12. Bielocerkowski, O.M., Obtiekanie simmetricznogo profila s otoszedziej udarnoj wołnoj, *Prikladnaja Matematika i Miechanika*, 2, 22, 206 - 219, 1958.
13. Bielocerkowski, O.M., O rasczotie obtiekania osiesimmetricznych tjeł s otoszedziej udarnoj wołnoj na elektronnych sczotnych maszynach. *Prikladnaja Matematika i Miechanika*, 3, 24, 1960.
14. Bielocerkowski, O.M., Czuszkin, P.I., Swierchzrukowije ob-

- teknięcia zatuplonych ciał, *Archiwum Mechaniki Stosowanej* 3/4, 14, 461 - 490, 1962.
15. Biełocerkowski, O.M., Czuszkin, P.I., Czynny metod integralnych sootnoszenij, *Żurn. Wycisl. Mat. i Mat.Fiz.*, 5, 2, 731 - 759, 1962.
 16. Biełocerkowski, O.M., Simmetricznoie obtiekanie zatuplennych ciał swierchzrukowym potokom sowierszennogo i riealnogo gaza, *Żurn. Wycisl. Mat. i Mat.Fiz.*, 6, 2, 1962.
 17. Czuszkin, P.I., Zatuplennye ciała prostoj formy w cwierchzrukowym potokie gaza, *Prikl. Mat. Mech.*, 5, 24, 1960.
 18. Czuszkin, P.I., Szuliszczina, N.P., Tablicy swierchzrukowego tieczenijsa około zatuplennych konusow, M.W.C. AN ZSRR, 1961.
 19. Holt, M., Hoffman, G.H., Calculation of supersonic flow past spheres and ellipsoids, Preprint 61-209-1903. National IAS/ARS Jonit Meeting, June 13-16, 1961, Los Angeles, California.
 20. Holt, M., Direct calculation of pressure distribution on blunt hypersonic nose shapes with sharp cornets, *J. Aerospace Sci.* 11, 28, 872 - 876, 1961.
 21. Traugott, S.C., An approximate solution of the direct supersonic blunt-body problem for arbitrary axisymmetric shapes, *J. Aerospace Sci.*, 5, 27, 1960.
 22. Bazżin, A.P., Raszot tieczenijsa pieried typonocym ciałom wraszczenijsa imiejuszczim ugłowuju toczku, *Inż. Żurnał*, 1, 1961.
 23. Bazżin, A.P., K raszotu obtiekanijsa swierchzrukowym potokom gaza płoskoj płastinki s nieprisociediniennym skaczkom upłotnienijsa, *Inż. Żurnał*, 2, 3, 222 - 227, 1963.
 24. Breiter, J., Prosnak, W.J., Obliczanie przepływu z odsuniętą falą uderzeniową na profilach eliptycznych i elipsoidach obrotowych, *Sprawozdanie 1/63, ZMCiG IPPT PAN*, 1963.
 25. Prosnak, W.J., The asymmetric hypersonic blunt-body problem, *Archiwum Mechaniki Stosowanej*, 1964.
 26. Prosnak, W.J., Łuczywek, E., The direct asymmetric hypersonic blunt-body problem, *Proceedings of the International Council of the Aeronautical Sciences, Fourth Congress, Paris 1964, Spartan Books Inc.*, 911 - 930.
 27. Kentzer, C.P., The inverse blunt-body problem, Preprint, XV International Astronautical Congress, Warszawa, 1964.

28. Prosnak, W.J., Luczywek, E., On the inverse asymmetric hypersonic blunt-body problem, Fluid Dynamics Transactions, 1967.
29. Prosnak, W.J., Breiter, J.M., Computation of flow past a blunt-body, having a gaseous protective layer, Fluid Dynamics Transaction, 1967.
30. Prosnak, W.J., Fiszdon, W., A method for determination of hypersonic flow about a blunt-body with oscillating surface, Fluid Dynamics Transactions, 1967.
31. Luczywek, E., Analiza metody związków całkowych w zastosowaniu do badania opływu ciał tępych naddźwiękowym strumieniem gazu, Praca doktorska, Politechnika Warszawska, 1966.
32. Prosnak, W.J., Formulation of the inverse blunt-body problem in the frame of the method of integral relations, Biuletyn PAN, 16, Vol. XIV, No. 3, 321 - 329, 1966.