

ANALIZA DYNAMIKI LOTU SAMOŁOTU W WYBRANYM STANIE AWARYJNYM

ZBIGNIEW DŻYGADŁO

KRZYSZTOF SIBILSKI

Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa

1. Wstęp

W procesie projektowania i budowy statków powietrznych coraz więcej uwagi poświęca się problemowi ochrony personelu latającego i pasażerów od skutków awarii w czasie lotu lub zniszczenia struktury płatowca w ewentualnym wypadku [1] - [3].

Duże społeczne i materialne koszty katastrof lotniczych powodują, że oprócz tradycyjnych kryteriów projektowania i budowy samolotu lub śmigłowca, określających jego zdolność do lotu (airworthiness w języku angielskim), wprowadza się kryterium "crashworthiness", to jest kryterium określające zdolność statku do zachowania w przypadku katastrofy pewnej "przestrzeni życia", w której może się utrzymać przy życiu załoga danego statku.

Wpływ na bezpieczeństwo lotu statku powietrznego i własność "crashworthiness" może mieć jego zachowanie się w stanach awaryjnych, na przykład w przypadku uszkodzenia poszczególnych powierzchni sterowych.

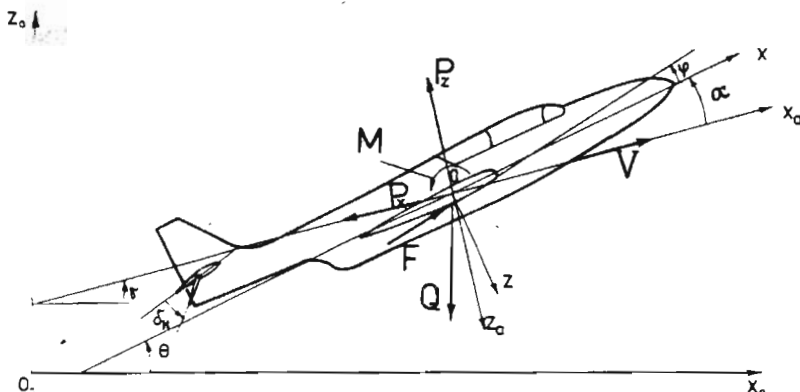
W związku z tym znajomość własności dynamicznych statku w takim stanie jest istotna dla bezpiecznej eksploatacji.

W niniejszej pracy przeprowadzono analizę dynamiki lotu statku powietrznego w stanie awaryjnym na przykładzie samolotu, w którym usterzenie wysokości zostało uszkodzone. Szczegółowe obliczenia wykonano dla szkolno-treningowego samolotu TS-11 "Iskra". Dane geometryczne, masowe i charakterystyki aerodynamiczne samolotu przyjęto takie same, jak w poprzednich pracach [4] - [6].

Zastosowano pełne nieliniowe równania płaskiego zaburzonego ruchu samolotu. W pracy przyjęto założenie, że uszkodzenie usterzenia poziomego ma charakter symetryczny i ruch płaski przed zaburzeniem pozostaje płaski po awarii samolotu.

2. Sformułowanie problemu

Rozpatrzmy podłużny zaburzony ruch samolotu o napędzie odrzutowym. Przyjmijmy, że ruch odbywa się w pionowej płaszczyźnie, która pokrywa się z płaszczyzną symetrii samolotu. Równania ruchu zapiszemy posługując się układem osi przepływu Ox_0z_0 oraz układem związanym z samolotem Oxz (rys.1).



Rys. 1.

Dodatknie zwroty sił i momentów działających na samolot przyjmijmy tak jak pokazano na rys.1. Równania ruchu przedstawimy w postaci [4] - [6]:

$$\begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= F \cos(\alpha + \phi) - P_z - Q \sin \gamma, \\ mV \frac{d\gamma}{dt} &= F \sin(\alpha + \phi) + P_z - Q \cos \gamma, \\ I_y \frac{dq}{dt} &= M + M_F, \end{aligned} \quad (2.1)$$

oraz związki kinematyczne:

$$\begin{aligned} \frac{d\theta}{dt} &= q, & \frac{dH}{dt} &= V \sin \gamma, \\ \frac{dL}{dt} &= V \cos \gamma, & \alpha &= \theta - \gamma, \end{aligned} \quad (2.2)$$

gdzie oznaczono: m, Q — masa i ciężar samolotu, I_y — moment bezwładności samolotu względem poprzecznej osi Oy , V — prędkość ruchu samolotu, α — kąt natarcia, γ i θ — kąty pochylenia toru lotu i samolotu względem nieruchomego układu współrzędnych związanego z ziemią $O_0x_0z_0$, F — siła ciągu silnika, P_z, P_x

— siła nośna i opór samolotu, M, M_F — moment pochylający i moment siły ciągu silnika, ϕ — kąt ustawienia silnika, q — prędkość kątowna samolotu względem poprzecznej osi Oy oraz H, L — wysokość i odległość lotu.

Siły aerodynamiczne P_x i P_z dane w prędkościowym układzie współrzędnych oraz momenty M i M_F w układzie związanym z samolotem są określone wzorami:

$$\begin{aligned} P_x &= C_x \frac{\rho V^2}{2} S, & P_z &= C_z \frac{\rho V^2}{2} S, \\ M &= C_m \frac{\rho V^2}{2} S l_a, & M_F &= F z_s, \end{aligned} \quad (2.3)$$

gdzie S — powierzchnia skrzydła, l_a — średnia cięciwa aerodynamiczna, z_s — ramię działania siły ciągu względem środka masy, ρ — gęstość powietrza, C_x, C_z, C_m — bezwymiarowe współczynniki sił aerodynamicznych i momentu pochylającego samolotu.

Współczynnik oporu samolotu C_x przedstawimy w postaci:

$$C_x = C_{x0}(Ma) + C_{x1}(Ma)\alpha + C_{x2}(Ma)\alpha^2 + C_{x3}(Ma)\alpha^3, \quad (2.4)$$

gdzie współczynniki $C_{x0} - C_{x3}$ są funkcjami liczby Macha Ma .

Współczynnik siły nośnej samolotu C_z przyjmujemy w formie sumy:

$$C_z = C_{zbu} + C_{zu}, \quad (2.5)$$

gdzie współczynnik siły nośnej samolotu bez usterzenia C_{zbu} można przedstawić jako zależność liniową:

$$C_{zbu} = C_{z0}(Ma) + C_{z1}(Ma)\alpha, \quad (2.6)$$

dla podkrytycznych kątów natarcia α , a dla okołokrytycznych wartości α w formie nieliniowej funkcji podobnej do (2.4).

Współczynnik siły nośnej usterzenia poziomego C_{zu} przyjmujemy w postaci:

$$C_{zu} = k\kappa_H C_{zH} = k\kappa_H a_{1H} \alpha_H, \quad (2.7)$$

gdzie:

$$\alpha_H = \alpha + \alpha_{zH} - \epsilon + n_H \delta_H, \quad (2.8)$$

$$\kappa_H = V_H^2 S_H / V^2 S, \quad (2.9)$$

$$a_{1H} = C_{zH}^\alpha, \quad n_H = C_{zH}^{\delta H} / C_{zH}^\alpha,$$

oraz α_{zH} jest kątem zaklinowania statecznika poziomego, ϵ — kąt odchylenia strumienia w obszarze usterzenia, δ_H — kąt wychylenia steru, V_H — prędkość przepływu w obszarze usterzenia, S_H — powierzchnia usterzenia poziomego. Wartość współczynnika k występującego we wzorze (2.7) będziemy przyjmować w zakresie $0 \leq k \leq 1$ w zależności od stanu awarii usterzenia poziomego.

Współczynnik momentu pochylającego samolotu C_m przedstawimy w formie zależności liniowej:

$$C_m = C_{mbu} + kC_m^q q + kC_m^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} - \lambda_H C_{zu}, \quad (2.10)$$

gdzie współczynnik momentu pochylającego samolotu bez usterzenia poziomego C_{mbu} przyjmujemy w postaci funkcji:

$$C_{mbu} = C_{m0}(Ma) + C_{m1}(Ma)\alpha + C_{m2}(Ma)\alpha^2 + C_{m3}(Ma)\alpha^3, \quad (2.11)$$

oraz $\lambda_H = l_H/l_a$, l_H jest ramieniem działania siły nośnej usterzenia względem środka masy samolotu. Współczynnik k w zależności (2.10) ma taki sam sens jak we wzorze (2.7).

Równania (2.1), (2.2), łącznie z zależnościami (2.3) – (2.11), umożliwiają przeprowadzenie analizy dynamiki płaskiego ruchu samolotu sprawnego oraz w przypadku awarii usterzenia wysokości, która nie narusza symetrii konstrukcji samolotu i ruch pozostaje płaski po uszkodzeniu samolotu. Na wstępie musimy wyznaczyć parametry ruchu samolotu w chwili uszkodzenia, które będą stanowić warunki początkowe ruchu po awarii.

3. Warunki początkowe

Przyjmijmy, że przed awarią samolot poruszał się w przypadku ogólnym ruchem krzywoliniowym w pionowej płaszczyźnie pokrywającej się z płaszczyzną symetrii samolotu. W chwili awarii, dla $t = t_0 = 0$, ruch odbywał się ze współczynnikami przeciążenia:

- normalnego do toru lotu n_x ,
- stycznego do toru lotu n_z .

Założymy również, że w tej chwili kąt natarcia oraz promień krzywizny toru lotu były stałe, to jest:

$$\frac{d\alpha}{dt} \Big|_{t=0} = 0, \quad (3.1)$$

oraz promień krzywizny toru:

$$R = R_0 = \text{const.} \quad (3.2)$$

Przy powyższych założeniach otrzymamy:

$$\begin{aligned} n_x &= \frac{1}{g} \frac{dV}{dt} + \sin \gamma, \\ n_z &= \frac{1}{g} qV + \cos \gamma = \frac{V^2}{gR} + \cos \gamma, \end{aligned} \quad (3.3)$$

oraz po przekształceniach:

$$\frac{dq}{dt} = \frac{g^2}{V^2}(n_x - \sin\gamma)(n_z - \cos\gamma). \quad (3.4)$$

Po podstawieniu zależności (3.3) do równań ruchu samolotu (2.1) otrzymamy równania równowagi sił w chwili początkowej:

$$\begin{aligned} mg n_x &= F \cos(\alpha + \phi) - P_x, \\ mg n_z &= F \sin(\alpha + \phi) + P_z, \end{aligned} \quad (3.5)$$

oraz równanie równowagi momentów:

$$I_y \frac{g^2}{V^2}(n_x - \sin\gamma)(n_z - \cos\gamma) = M + M_F. \quad (3.6)$$

Z równań (3.5) otrzymamy zależności:

$$(mg n_x + P_x) \sin(\alpha + \phi) - (mg n_z - P_z) \cos(\alpha + \phi) = 0, \quad (3.7)$$

$$F = (mg n_x + P_x) \cos(\alpha + \phi) + (mg n_z - P_z) \sin(\alpha + \phi). \quad (3.8)$$

Równanie (3.7) wykorzystujemy w celu wyznaczenia kąta natarcia $\alpha = \alpha_0$ w chwili początkowej przy założeniu, że dana jest prędkość $V = V_0$, wysokość lotu $H = H_0$, kąt pochylenia toru lotu $\gamma = \gamma_0$ oraz współczynniki przeciążenia n_x i n_z . Następnie ze wzoru (3.8) obliczamy ciąg niezbędny w danych warunkach lotu.

Równanie (3.6) zastosujemy do wyznaczenia kąta wychylenia steru wysokości δ_H w chwili początkowej. Po wykorzystaniu zależności (2.3), (2.10), (2.7), (2.8) oraz (3.3) i (3.6) otrzymamy:

$$\begin{aligned} \delta_H &= -\frac{1}{n_H}(\alpha + \alpha_{xH} - \epsilon) + w_1[C_{mbu} + C_m^q(n_z - \cos\gamma)\frac{g}{V}] + \\ &\quad - w_2[I_y \frac{g^2}{V^2}(n_x - \sin\gamma)(n_z - \cos\gamma) - M_F], \end{aligned} \quad (3.9)$$

gdzie:

$$\begin{aligned} w_1 &= \frac{1}{\lambda_H \kappa_H a_{1H} n_H}, \\ w_2 &= \frac{2w_1}{\rho V^2 S l_a}. \end{aligned} \quad (3.10)$$

Zależność (3.9) umożliwia określenie kąta wychylenia steru wysokości w chwili początkowej przy założeniu, że znany jest kąt natarcia samolotu, siła ciągu silnika oraz kąt zaklinowania statecznika poziomego α_{xH} , który ma istotny wpływ na charakter dynamiki ruchu samolotu po awarii usterzenia.

4. Analiza numeryczna

Opracowano program do numerycznego całkowania równań (2.1), (2.2) przy uwzględnieniu zależności (2.3) – (2.11) oraz (3.1) – (3.10). Numeryczną analizę dynamiki lotu samolotu przeprowadzono przy założeniu, że w chwili początkowej, dla $t = t_0 = 0$, wystąpiła awaria usterzenia poziomego.

W wyniku uszkodzenia zmniejszyła się efektywność działania tego usterzenia, co spowodowało zaburzenie równowagi samolotu. Przyjmujemy, że przestał działać ster wysokości ($n_H = 0$) oraz zmalała efektywność statecznika ($k = 0,5$).

Obliczenia wykonano na przykładzie szkolno-treningowego samolotu TS-11 "Iskra". Dane geometryczne, masowe i charakterystyki aerodynamiczne samolotu przyjęto takie same jak w poprzednich pracach [4] – [6].

Założono, że po awarii, dla $t > 0$, ruch nadal odbywa się w pionowej płaszczyźnie symetrii samolotu (pozostaje płaski) i jest niesterowany.

Rozpatrzmy kilka przypadków awaryjnego lotu samolotu dla różnych warunków początkowych.

Przykład 1. Awaria w ustalonym locie poziomym,

$$\gamma = \gamma_0 = 0, \quad H = H_0 = 3000\text{m},$$

$$V = V_0 = 200\text{m/s}, \quad n_x = 0, \quad n_z = 1.$$

Niektóre wyniki obliczeń przedstawiono w formie wykresów na rysunkach 2 – 6¹, na których pokazano przebiegi zmian w czasie kąta natarcia α , współczynnika przeciążenia normalnego n_x , kąta pochylenia toru lotu γ , prędkości lotu V i wysokości H .

Obliczenia wykonano dla różnych wartości kąta zaklinowania statecznika poziomego α_{zH} , a wykresy na rys. 2 – 6 przedstawiają zmiany parametrów lotu samolotu dla poszczególnych wartości α_{zH} .

Przykład 2. Awaria w ustalonym locie wznoszącym,

$$\gamma = \gamma_0 = 10^\circ, \quad H = H_0 = 3000\text{m},$$

$$V = V_0 = 200\text{m/s}, \quad n_x = 0, \quad n_z = 1.$$

Niektóre wyniki obliczeń przedstawiono na rysunkach 7 – 11, na których pokazano przebiegi zmian tych samych parametrów lotu jak na rys. 2 – 6.

Przykład 3. Awaria w locie krzywoliniowym z przeciążeniem,

$$\gamma = \gamma_0 = -30^\circ, \quad H = H_0 = 3000\text{m},$$

$$V = V_0 = 200\text{m/s}, \quad n_x = 0.3, \quad n_z = 3.$$

¹Rysunki na końcu pracy

Wyniki obliczeń pokazano na rys. 12 – 16.

Rozpatrując wykresy na rysunkach 2 – 16 można stwierdzić, że awaria ustereżenia wysokości powoduje duże zaburzenia parametrów ruchu samolotu, które w określonych warunkach mogą stwarzać sytuacje prowadzące do katastrofy.

W związku z zakłóceniem równowagi podłużnej samolotu, po awarii maleje kąt natarcia α i powstaje ujemne przeciążenie normalne n_z , zmniejsza się kąt pochylenia toru lotu γ , maleje wysokość H oraz rośnie prędkość V .

Przebieg zmian tych parametrów lotu w sposób zasadniczy zależy od kąta zaklinowania statecznika α_{zH} . Dla kątów zaklinowania $\alpha_{zH} = 2^\circ$ do -1° występują duże zmiany kąta natarcia α , duże ujemne wartości współczynnika n_z oraz szybkie zmiany pozostałych parametrów lotu (γ, V, H).

Duże i szybkie zmiany kąta natarcia α i współczynnika przeciążenia n_z , w ciągu kilku pierwszych sekund po awarii, występują we wszystkich trzech rozpatrzonych przypadkach lotu (poziomego, ze wznoszeniem i krzywoliniowego z przeciążeniem).

W dalszym ciągu lotu niesterowanego, po awarii, samolot wykonuje pętlę odwróconą z dużym długotrwałym przeciążeniem ujemnym n_z , co spowoduje utratę przytomności przez pilota i może doprowadzić do zniszczenia konstrukcji samolotu.

Dla kątów zaklinowania statecznika $\alpha_{zH} = -2^\circ, -3^\circ$ zmiany kąta natarcia α i współczynnika przeciążenia n_z , a także pozostałych parametrów lotu, są mniejsze i przebiegają łagodniej we wszystkich rozpatrzonych przypadkach lotu.

Na przykład dla $\alpha_{zH} = -3^\circ$ kąt natarcia α pozostaje dodatni i współczynnik przeciążenia n_z ma wartości dodatnie (lub krótkotrwale ujemne wielkości $n_z > -1$) w całym rozpatrzonym czasie lotu, co jest istotne dla zachowania przytomności i sprawności działania pilota.

W tym przypadku pozostałe parametry lotu — γ, V, H , zmieniają się nieznacznie w locie poziomym lub ze wznoszeniem, a zmiany parametrów w locie krzywoliniowym są umiarkowane i nie będą stanowić zagrożenia dla bezpieczeństwa lotu.

5. Uwagi końcowe

Rozpatrzony w pracy problem dynamiki lotu samolotu w stanie awaryjnym umożliwił przeprowadzenie analizy zachowania się samolotu po uszkodzeniu ustereżenia wysokości. Na podstawie wyników analizy można stwierdzić, że przebieg lotu samolotu po uszkodzeniu steru w sposób zasadniczy zależy od położenia statecznika, co stwarza możliwości uniknięcia katastrofy w przypadku odpowiedniego działania pilota.

Badania przeprowadzone w pracy dotyczą symetrycznych przypadków awarii samolotu, gdy ruch płaski przed uszkodzeniem pozostaje płaski po awarii.

W następnych pracach przewiduje się rozpatrzenie stanów awaryjnych samolotu powodujących zaburzenie symetrii ruchu.

6. Literatura

1. G.H.SAUNDERS, *Dynamics of helicopter flight*, Ed. John Wiley and Sons, New York-London-Sydney-Toronto 1975
2. J.BORGÓŃ, *Niezawodność i bezpieczeństwo systemu pilot-sterów powiatrzny*, Prace Naukowe Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa 1987
3. A.OLEJNIK, K.SIBILSKI, *Projektowanie bezpiecznych śmigłowców*, Wojskowy Przegląd Techniczny, 7-8, 1986
4. Z.DŻYGADŁO, A.KRZYŻANOWSKI, *Dynamika podłużnego ruchu samolotu z odkształcalnym układem sterowania*, Biul. WAT, 5, XXXI, 1982
5. Z.DŻYGADŁO, R.BOŁDAK, *Numeryczne modelowanie dynamiki figur akrobacji lotniczej*, Biul.WAT, 6, XXXIV, 1985
6. Z.DŻYGADŁO, K.SIBILSKI, *Dynamika podłużnego ruchu samolotu po zrzuceniu ładunków*, Biul.WAT, 3, XXXVI, 1987

Summary

Analysis of flight dynamics of an aeroplane in a failure state has been carried out on an example of an aircraft having damaged elevator unit.

The complete set of nonlinear equations of longitudinal motion of the aeroplane has been applied under assumption that the damage of the tail unit has a symmetric form and the motion of the aeroplane, which had been plane before the perturbation, remains a plane motion after the failure of the aeroplane.

Making use of the results of the analysis it can be asserted that a motion of an aeroplane with a damaged tail unit depends in an essential manner on the stabilizer setting-up and therefore there is a possibility to avoid a crash of the aeroplane on the condition that the pilot has been acting in a proper manner.

Резюме

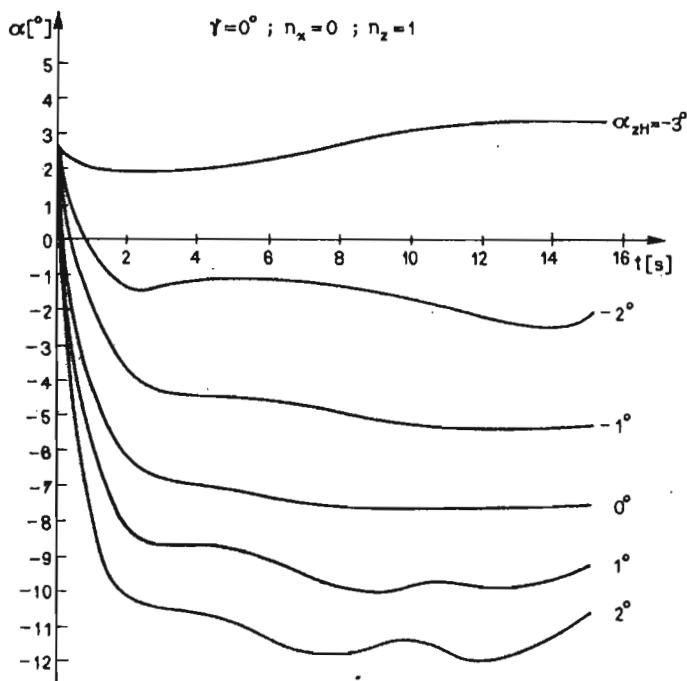
В работе проведен анализ динамики полета воздушного корабля в аварийном состоянии на примере самолета, в котором горизонтальное оперение подверглось повреждению.

Применено полные нелинейные уравнения возмущенного движения самолета при предположении, что повреждение горизонтального оперения имеет симметричный характер и плоское движение перед возмущением остается плоским после аварии самолета.

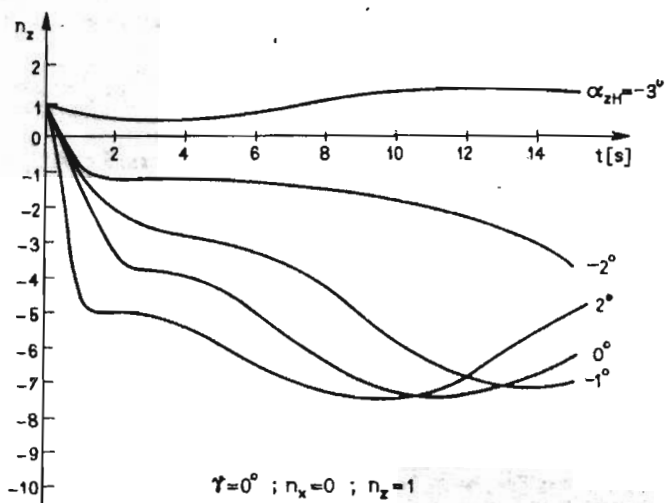
На основе результатов анализа можно констатировать, что ход полета самолета после повреждения руля принципиальным образом зависит от

положения стабилизатора, что создает возможности избежания катастрофы в случае соответствующего действия пилота.

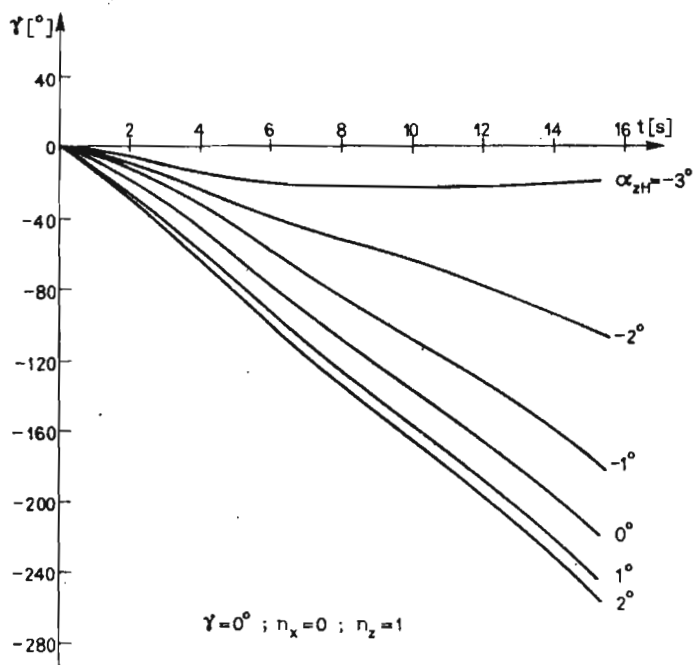
Praca wpłynęła do Redakcji dnia 7 czerwca 1989 roku



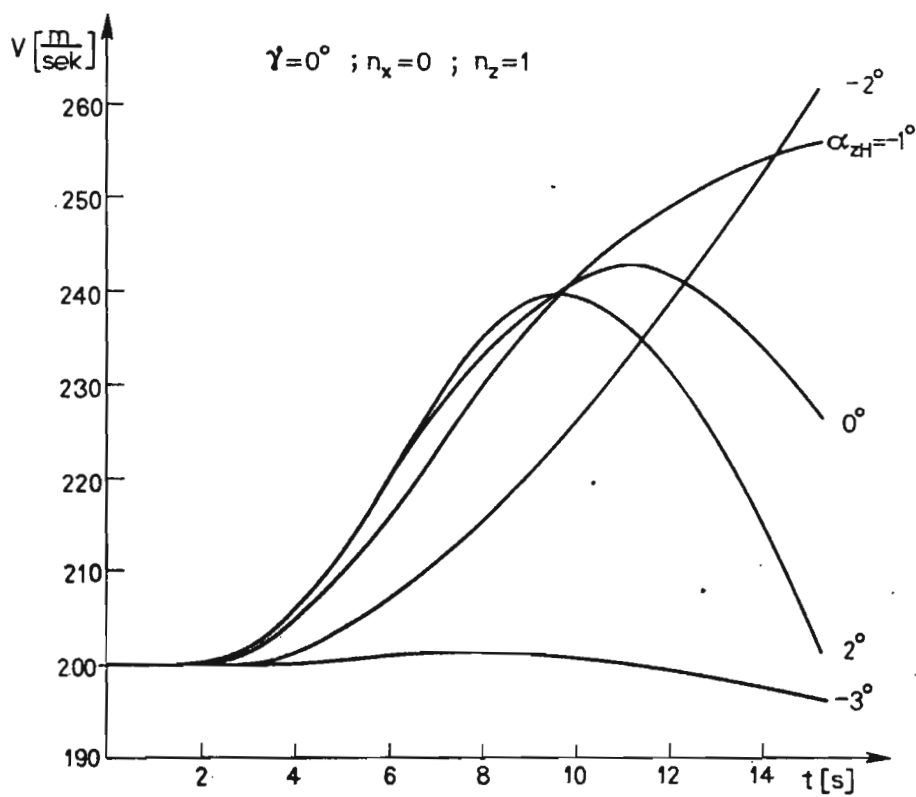
Rys. 2.



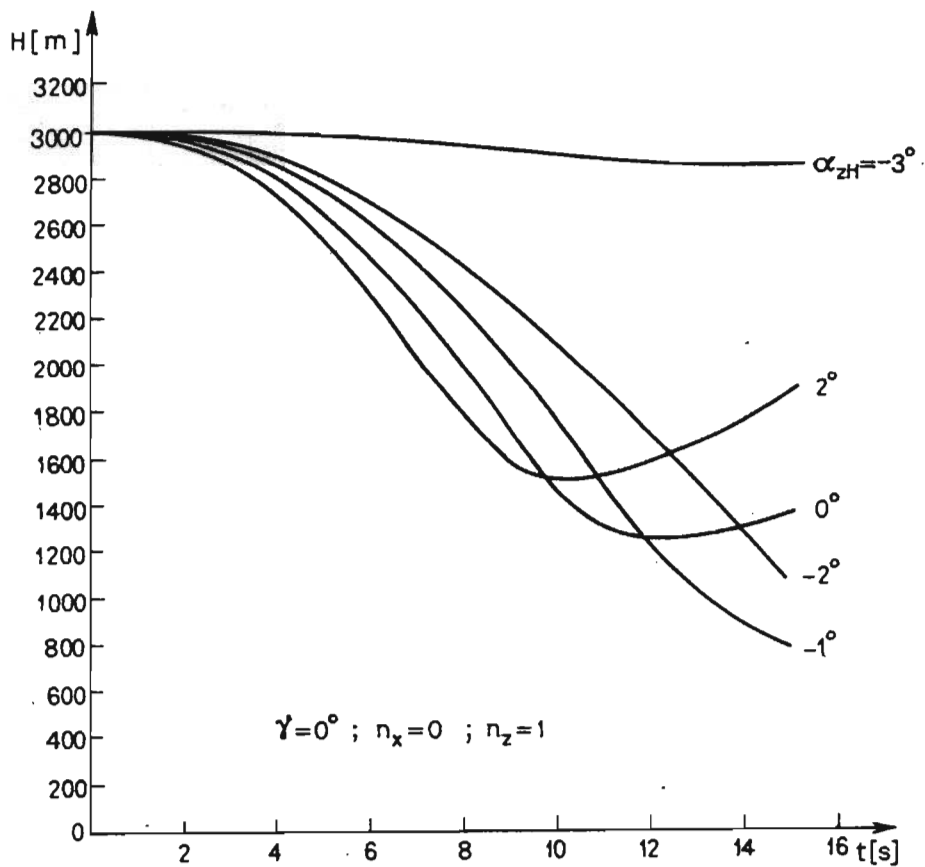
Rys. 3.



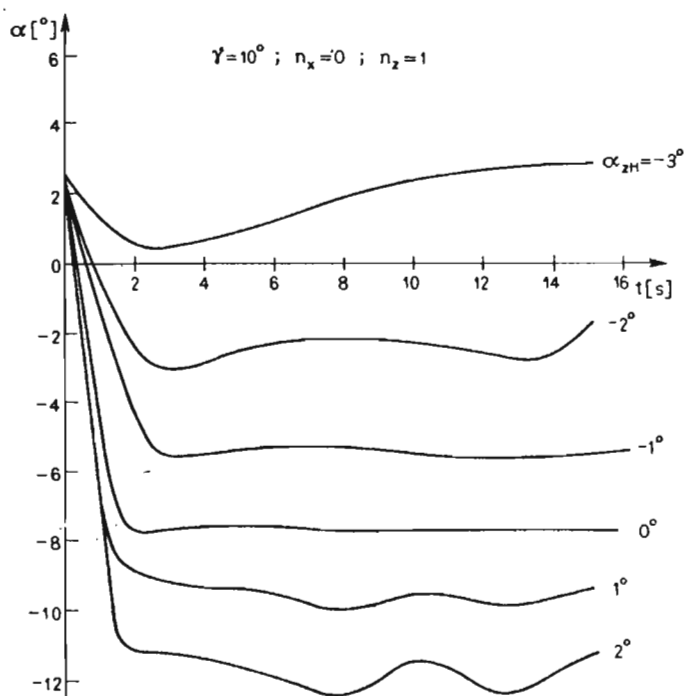
Rys. 4.



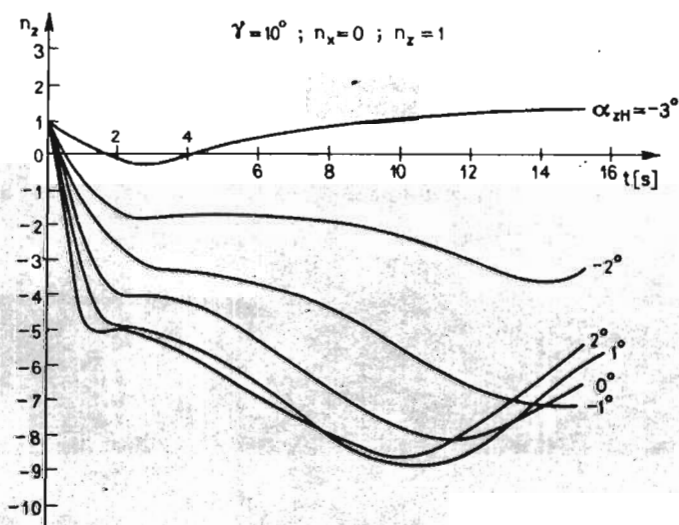
Rys. 5.



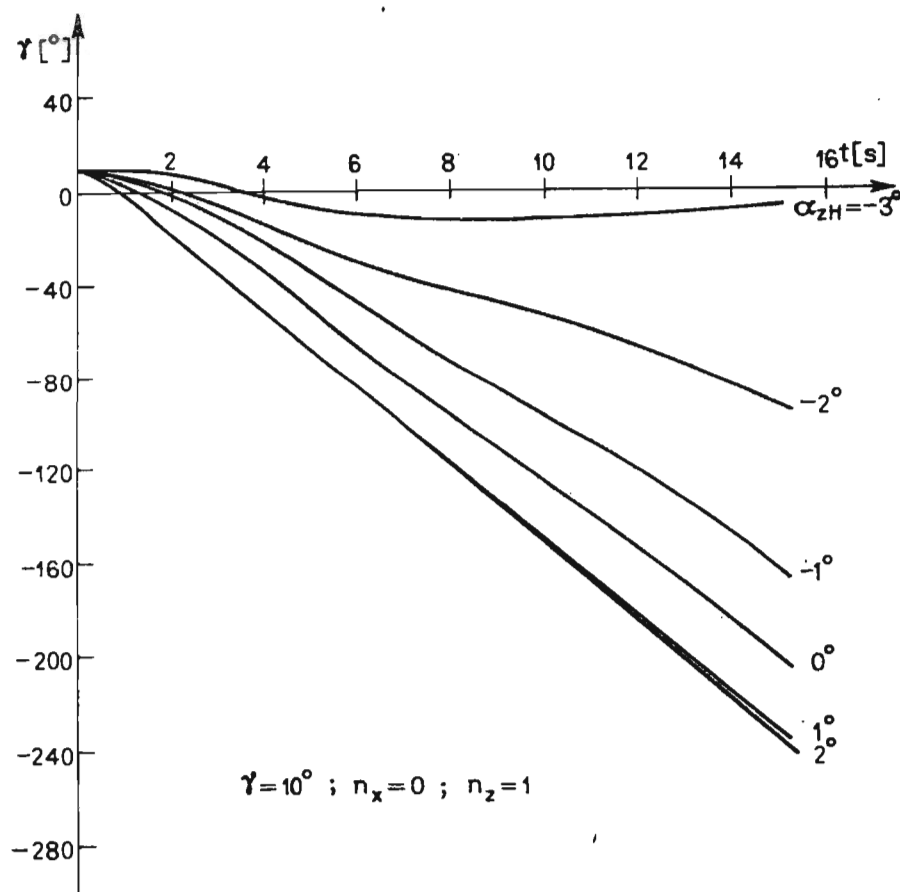
Rys. 6.



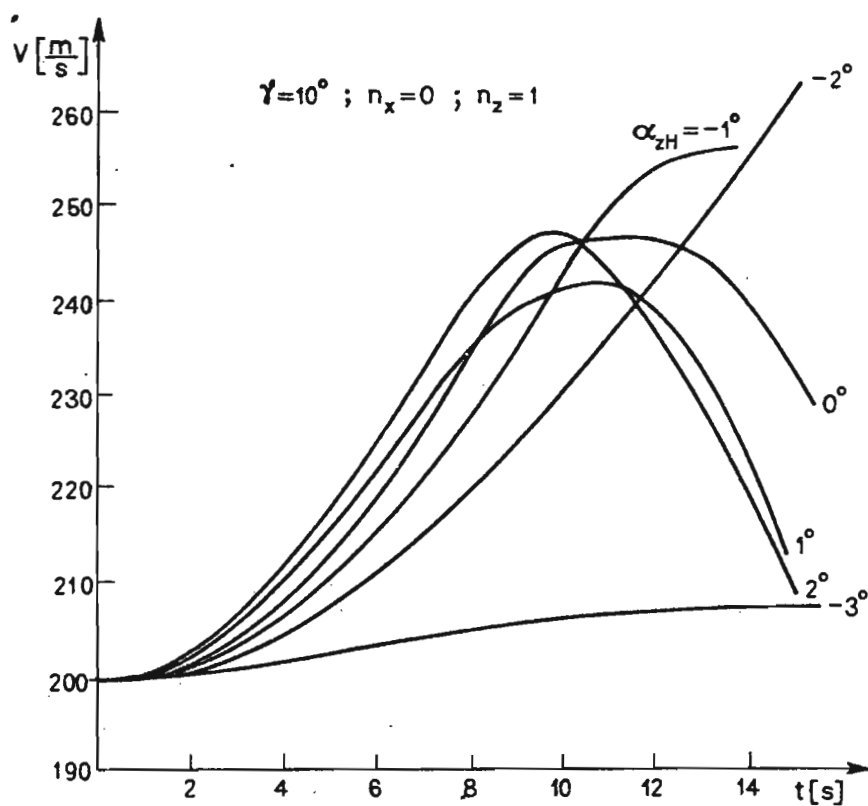
Rys. 7.



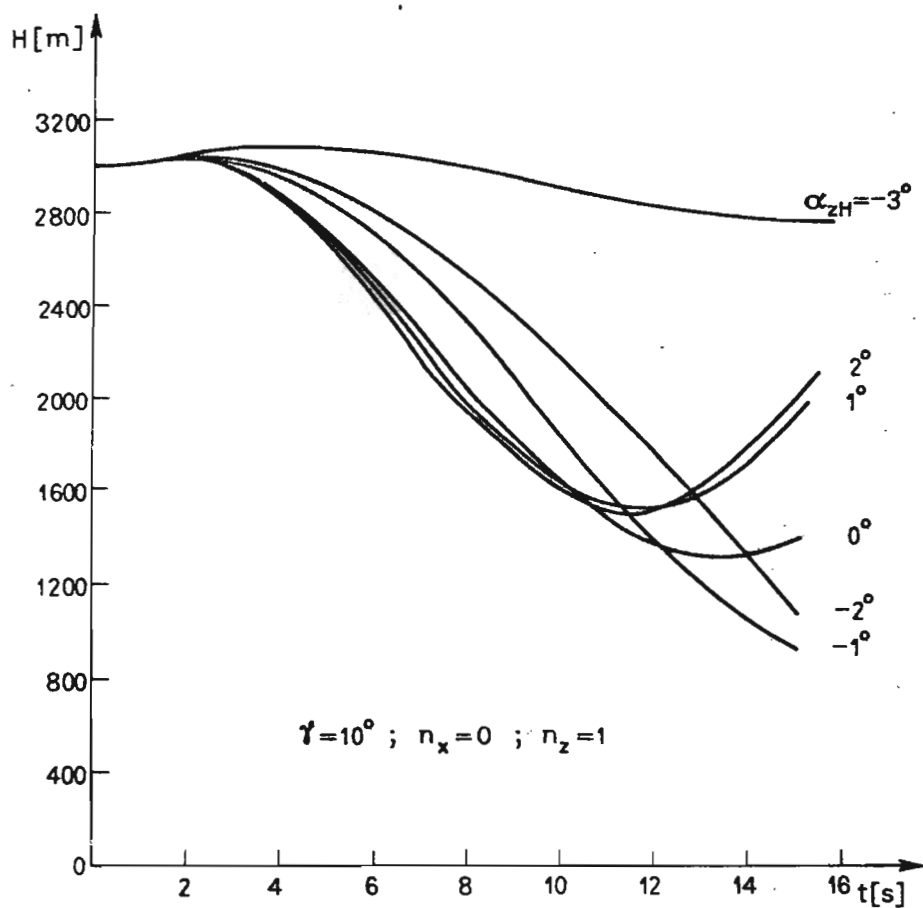
Rys. 8.



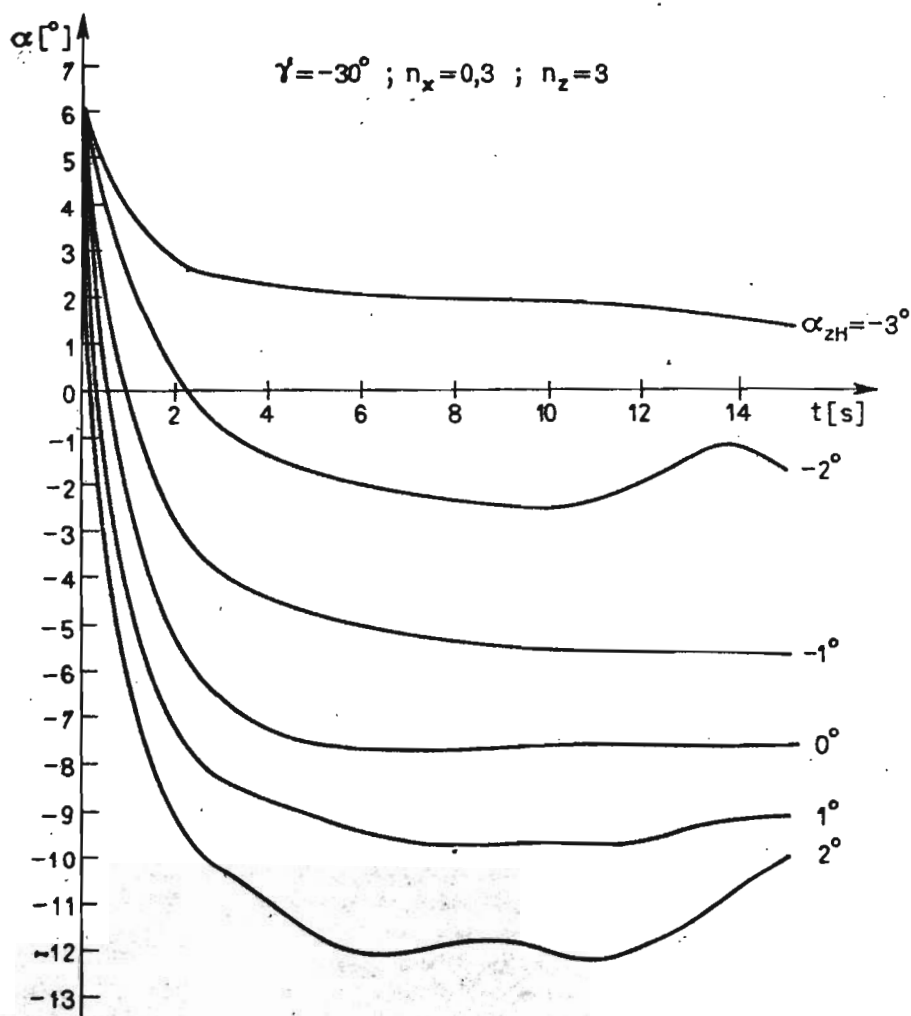
Rys. 9.



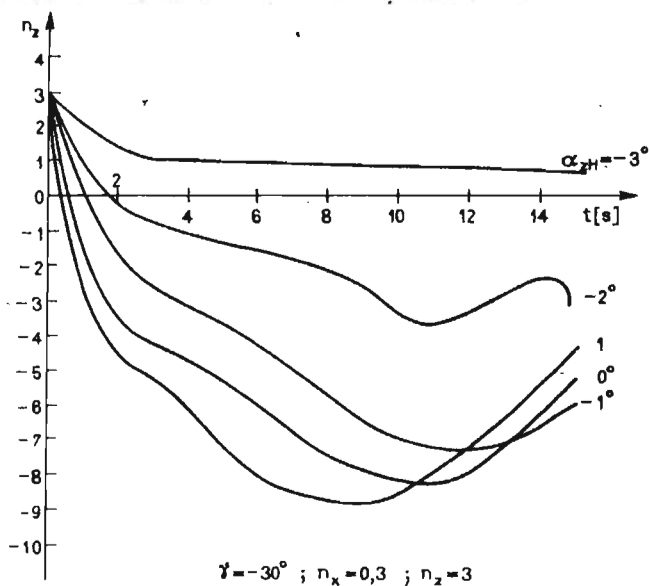
Rys. 10.



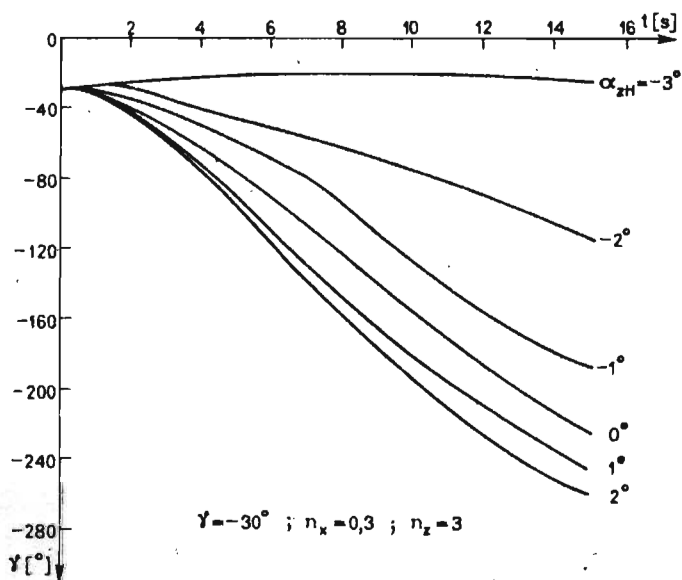
Rys. 11.



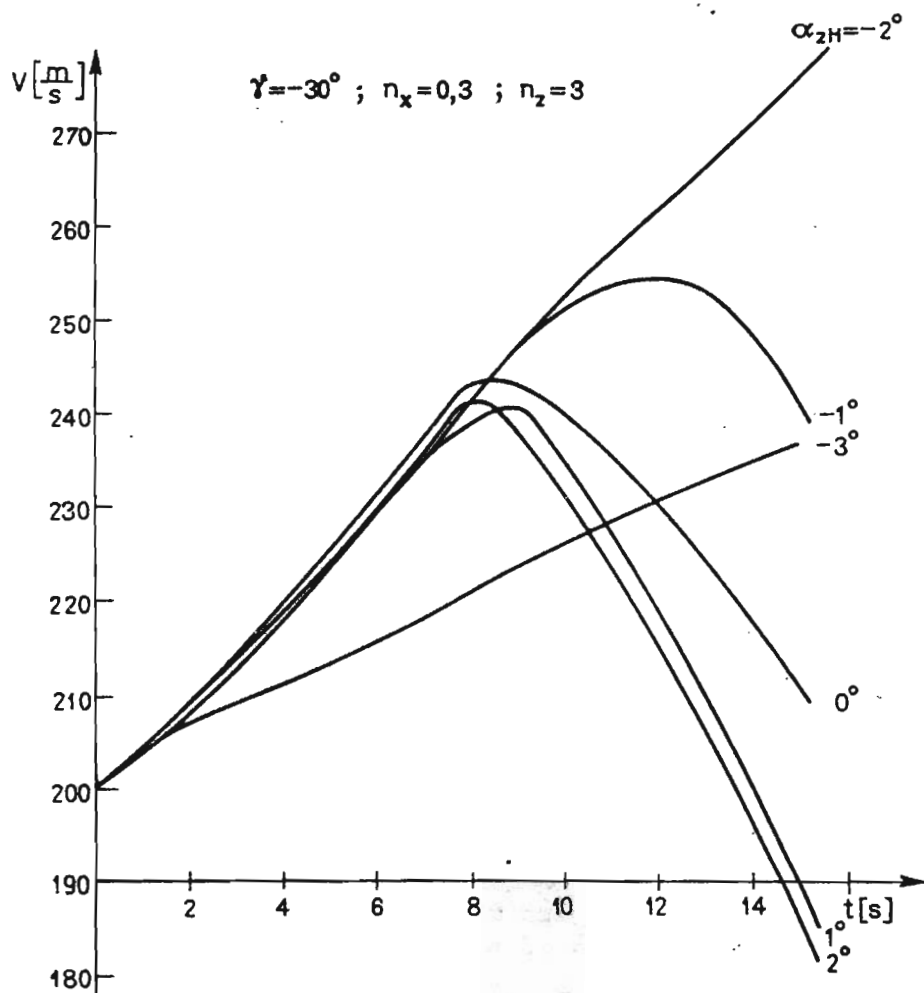
Rys. 12.



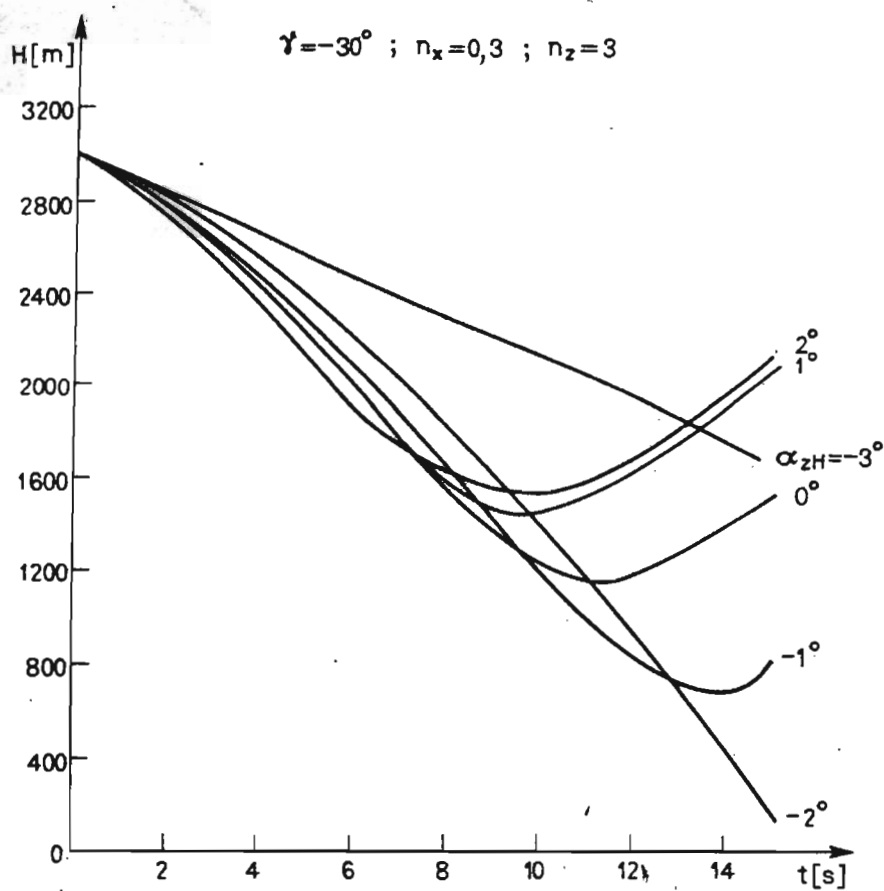
Rys. 13.



Rys. 14.



Rys. 15.



Rys. 16.