

WOJSKOWA AKADEMIA TECHNICZNA

SPRAWOZDANIE
Z Realizacji Projektu Badawczego

**ANALIZA AERODYNAMICZNA I MECHANIKI LOTU W
ZAKRESIE OKREŚLENIA PODSTAWOWYCH
CHARAKTERYSTYK AERODYNAMICZNYCH ORAZ
STATECZNOŚCI STATYCZNEJ I DYNAMICZNEJ
SAMOLOTU AT-5**

Opracował:

mgr inż. Łukasz Kiskowiak

Akceptował:

prof. dr hab. inż. Aleksander OLEJNIK

Warszawa – 2014

SPIS TREŚCI

1. Numeryczna analiza aerodynamiczna samolotu AT-5.	3
1.1 Wstęp	3
1.2 Opracowanie geometrii samolotu do badań w opływie symetrycznym	4
1.3 Założenia do analizy w opływie symetrycznym	8
1.4 Siatka obliczeniowa – opływ symetrycznym	8
1.5 Wyniki ilościowe numerycznej analizy aerodynamicznej samolotu AT-5 w opływie symetrycznym	10
1.6 Wyniki jakościowe numerycznej analizy aerodynamicznej samolotu AT-5 w opływie symetrycznym	15
1.7 Wyznaczenie zapasu stateczności na podstawie otrzymanych wyników	20
1.8 Założenia do analizy w opływie niesymetrycznym	21
1.9 Siatka obliczeniowa – opływ niesymetrycznym	22
1.10 Wyniki ilościowe numerycznej analizy aerodynamicznej samolotu AT-5 w opływie niesymetrycznym	23
1.11 Wyniki jakościowe numerycznej analizy aerodynamicznej samolotu AT-5 w opływie niesymetrycznym	26
1.12 Analiza samolotu AT-5 bez usterzenia poziomego	28
1.13 Analiza lotki samolotu AT-5	32
1.14 Analiza wydzielonego usterzenia poziomego samolotu AT-5	35
2. Pochodne aerodynamiczne oraz dane masowe i geometryczne samolotu AT-5	39
3. Numeryczna analiza stateczności statycznej i dynamicznej samolotu AT-5	62
3.1 Uwagi wstępne	62
3.2 Numeryczna analiza stateczności dynamicznej samolotu AT-5	63
3.3 Numeryczna analiza warunków równowagi i sterowności samolotu AT-5	75
4. Wnioski i uwagi końcowe	82
5. Wykaz literatury	87
6. Załączniki	88

Rozdział 1. Numeryczna analiza aerodynamiczna samolotu AT-5.

1.1 Wstęp.

Numeryczną analizę aerodynamiczną wykonano wykorzystując metody Obliczeniowej Mechaniki Płynów (**C**omputational **F**luid **D**ynamics). CFD stanowi dział mechaniki płynów, służący do szczegółowej analizy i modelowania przepływów za pomocą metod numerycznych. W teorii mechaniki płynów ruch cieczy i gazów opisywany jest układem równań różniczkowych [1]:

- równanie Naviera Stokesa (równanie zachowania pędu) w postaci:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla(\bar{\tau}) + \rho \vec{g} + \vec{F} \quad (1.1)$$

gdzie:

p - ciśnienie statyczne;

$\rho \vec{g}$ i \vec{F} - odpowiednio siły grawitacji i siły zewnętrzne, np. narastające w wyniku przepływu przez fazę rozproszoną;

$\bar{\tau}$ - tensor naprężeń.

$$\bar{\tau} = \mu \left[(\nabla \vec{v} + \nabla \vec{v}^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{v} I \right] \quad (1.2)$$

gdzie:

μ – lepkość kinematyczna;

I – macierz jednostkowa.

- równanie ciągłości przepływu (równanie zachowania masy w odniesieniu do płynu traktowanego jako ośrodek ciągły) w postaci:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = S_m \quad (1.3)$$

gdzie:

S_m – źródło masy (np. w wyniku odparowywania fazy rozproszonej).

- równanie zachowania energii w postaci:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i} (u_i (\rho E + p)) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(k + \frac{c_p \mu c}{Pr_t} \right) \frac{\partial T}{\partial x_j} + u_i (\tau_{ij})_{eff} \right] + S_h \quad (1.4)$$

gdzie:

k - przewodność cieplna;

E – energia całkowita;

$(\tau_{ij})_{eff}$ - tensor naprężeń ścinających.

$$\left(\tau_{ij}\right)_{eff} = \mu_{eff} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu_{eff} \left(\frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \delta_{ij} \quad (1.5)$$

Rozwiązanie ich w ogólnym przypadku jest możliwe jedynie przez zastosowanie metod numerycznych.

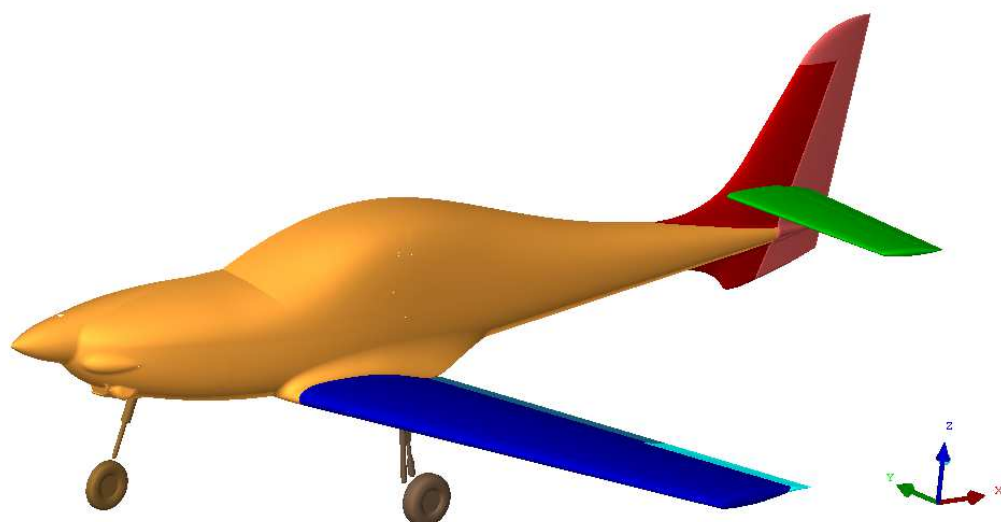
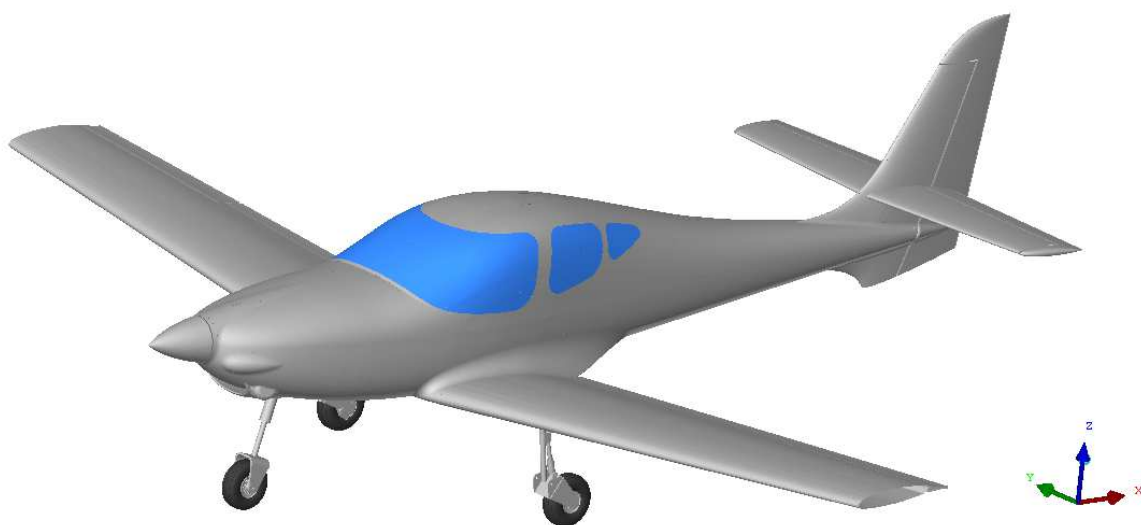
Jednym z częściej stosowanych pakietów służących do rozwiązywania problemów inżynierskich z zakresu mechaniki płynów i aerodynamiki jest program ANSYS Fluent [1] bazujący na rozwiązaniu równań różniczkowych cząstkowych metodą objętości skończonych (Finite Volumes Method). Umożliwia on analizę przepływów nieściśliwych i ściśliwych, z opcjonalnym uwzględnieniem lepkości przepływu. W programie zaimplementowano wiele modeli turbulencji. Równania ruchu rozwiązywane są na siatkach niestrukturalnych (tetrahedralnych), strukturalnych i hybrydowych.

Do generacji siatek obliczeniowych użyto programu ICEM CFD [2], wchodzącego w skład pakietu ANSYS. Program ICEM CFD jest zaawansowanym narzędziem do preprocesingu, umożliwiającym pełne przygotowanie modelu geometrycznego, czyli budowę lub import geometrii z programu CAD, jej naprawę oraz upraszczanie. Program ICEM CFD umożliwia tworzenie siatek strukturalnych oraz niestrukturalnych, o elementach tetrahedralnych, pryzmatycznych, heksagonalnych, ostrosłupowych, a także siatek hybrydowych składających się z wielu typów elementów. Jest on również wyposażony w liczne narzędzia do sprawdzania i poprawy jakości siatki. Do poprawy jakości elementów siatki służą automatyczne i manualne narzędzia, dające możliwość m.in. wygładzenia, zagęszczenia, rozrzedzenia siatki, a także w razie potrzeby przesuwania poszczególnych węzłów wewnątrz domeny.

Numeryczne analizy aerodynamiczne wykonano w warunkach odpowiadających atmosferze wzorcowej na wysokości 0 m n.p.m. Dla tych warunków wyznaczono charakterystyki aerodynamiczne w funkcji kąta natarcia i kąta ślizgu. Wyniki obliczeń przedstawiono w postaci wykresów współczynnika siły oporu, nośnej, bocznej oraz momentu pochylającego i odchylającego.

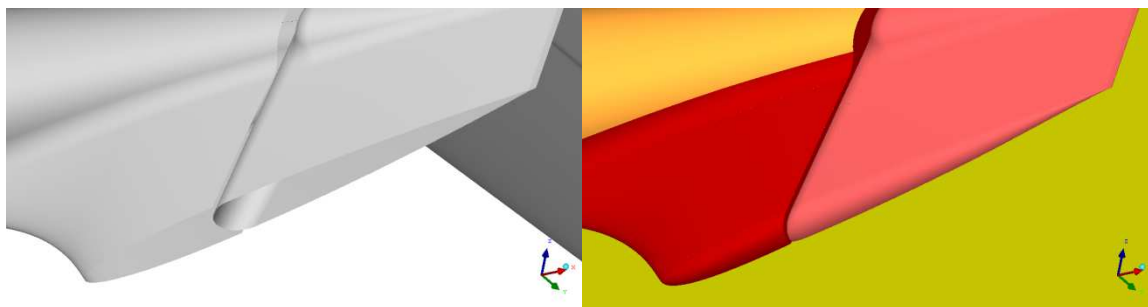
1.2 Opracowanie geometrii samolotu do badań w opływie symetrycznym.

W trakcie opracowywania siatki obliczeniowej do badań w opływie symetrycznym przyjęto, że symulacja CFD będzie miała na celu analizę własności samolotu w funkcji kąta natarcia, a w związku z tym siatka obliczeniowa będzie zawierała tylko połowę samolotu z podziałem w płaszczyźnie symetrii. Porównanie obu geometrii przedstawia rysunek nr 1.1.

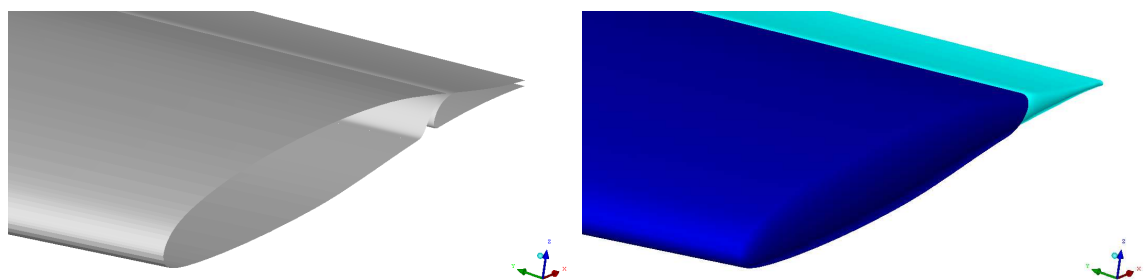


Rys. 1.1 Geometria CAD i geometria która posłużyła do generacji siatki – porównanie.

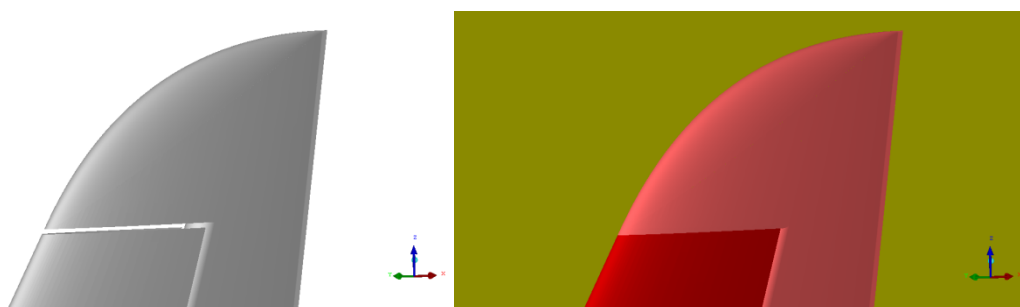
Ze względu na wymogi dotyczące generacji siatki, powyższa geometria została uzupełniona o: dolny nosek usterzenia pionowego (rys. 1.2), nosek końcówki skrzydła i lotki (rys. 1.3) oraz wypełnienie szczeliny odciążenia rogowego usterzenia pionowego (rys. 1.4).



Rys. 1.2 Nosek dolny usterzenia pionowego – geometria CAD i CFD.

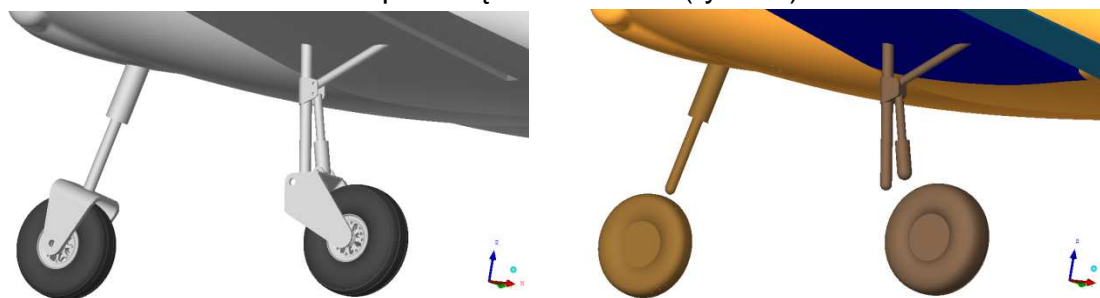


Rys. 1.3 Końcówka skrzydła i lotki – geometria CAD i CFD.



Rys. 1.4 Końcówka górna usterzenia pionowego – geometria CAD i CFD.

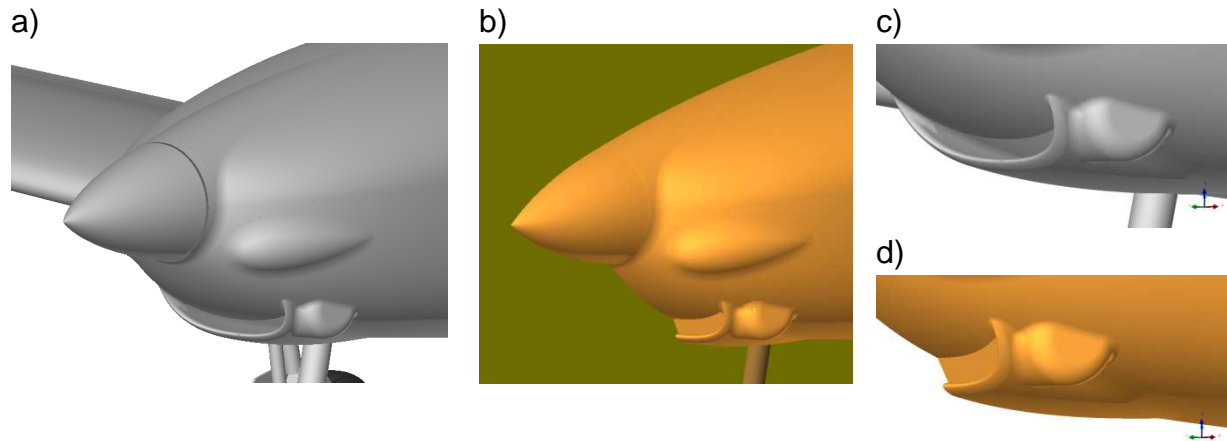
W trakcie tworzenia modelu obliczeniowego podwozia zdecydowano się na uproszczenie kształtu kół oraz pominięcie widelców (rys.1.5).



Rys. 1.5 Zmiany geometrii podwozia.

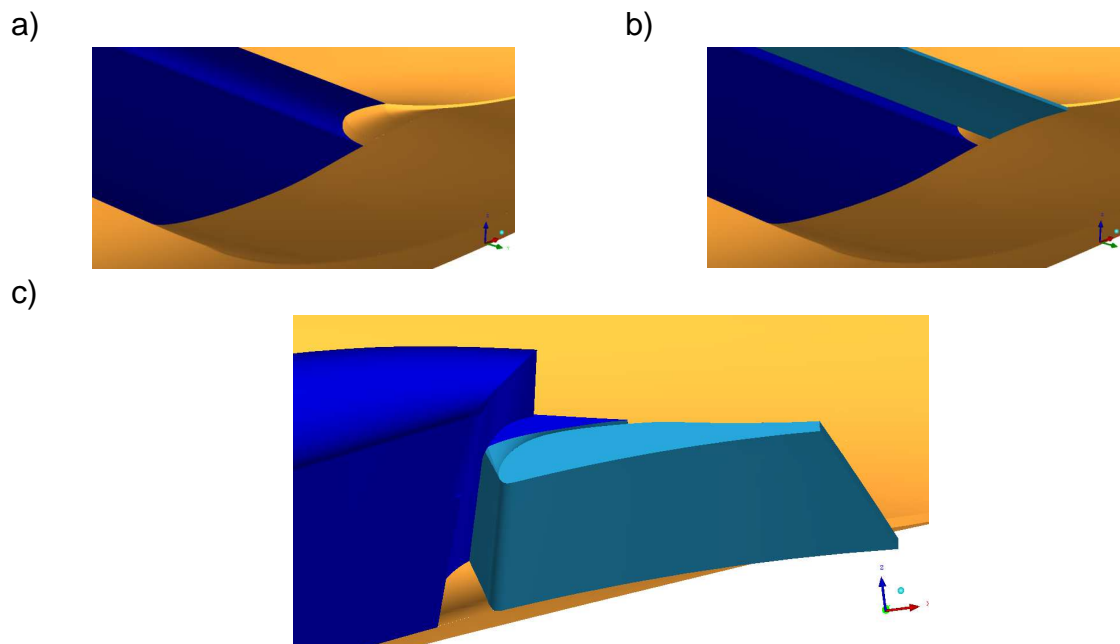
Zmianom uległ też nos samolotu, w którym zlikwidowano wychylenie osi kołpaka śmigła o 5° w prawą stronę (wymóg symetrii kształtu – rys. 1.6 a, b) oraz wypełniono

chwyt powietrza pod dziobem (rys. 1.6 c, d), zakładając że wynik będzie bardziej pesymistyczny pod względem wartości oporu dla tego chwytu. Podobne techniki stosuje się w budowie modeli skalowanych samolotów używanych w trakcie badań w tunelach aerodynamicznych.



Rys. 1.6 Poprawki nosa i chwytu powietrza.

Kłapa samolotu to kłapa Fowlera, w pozycji złożonej posiadająca dość ciasną szczelinę między nią a płatem nośnym. Generator siatki nie potrafiłby poprawnie posiatkować tego fragmentu, więc obszar ten został ograniczony powierzchniami i wycięty z przestrzeni siatkowania (rys. 1.7 c). Odrębnym problemem była geometria przejścia skrzydło kadłub, którą uzupełniono o zatapiający się w klapie fragment, zaślepiający oryginalnie znajdujący się w tej części otwór (rys. 1.7 a, b).



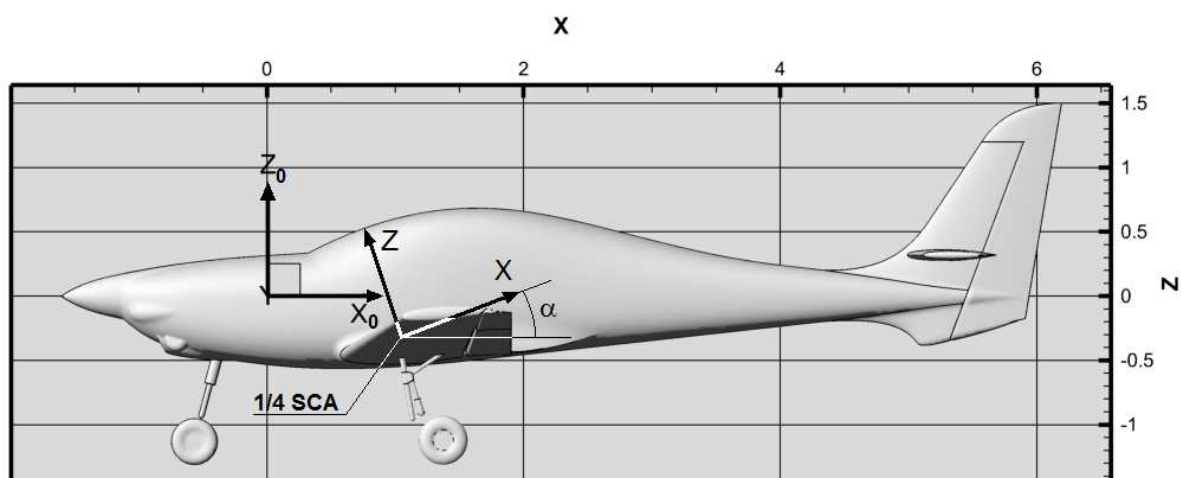
Rys. 1.7 Geometria przejścia skrzydło kadłub z pominięciem a) i uwzględnieniem kłapy b) oraz powierzchnie wycinające obszar szczeliny kłapy c).

1.3 Założenia do analizy w opływie symetrycznym.

Podczas wykonywania numerycznych analiz aerodynamicznych w opływie symetrycznym przyjęto następujące założenia:

- symetria pola przepływu;
- symetria geometrii;
- przepływ stacjonarny, ustabilizowany, czyli za płatem nie pojawia się ścieżka wirów Karmana ani żadna inna niestacjonarna struktura w przepływie;
- warunki lotu odpowiadają zerowej wysokości (na poziomie morza) według atmosfery wzorcowej: ciśnienie $p=101325$ Pa, temperatura $T=288.15$ °K, oraz gęstość powietrza $\rho=1.225$ kg/m³
- prędkość lotu: $V=122.76$ km/h, co odpowiada liczbie Macha $Ma=0.1$.

W dostarczonej geometrii CAD samolotu AT-5 środek układu współrzędnych zaczepiony był w punkcie powstałym z przecięcia osi silnika ze ścianą ogniową (rys. 1.8). Natomiast współrzędne aerodynamiczne wyznaczono względem punktu, który jest rzutem punktu znajdującego się w 25% średniej cięciwy aerodynamicznej (liczonej od noska płata) na płaszczyznę symetrii.

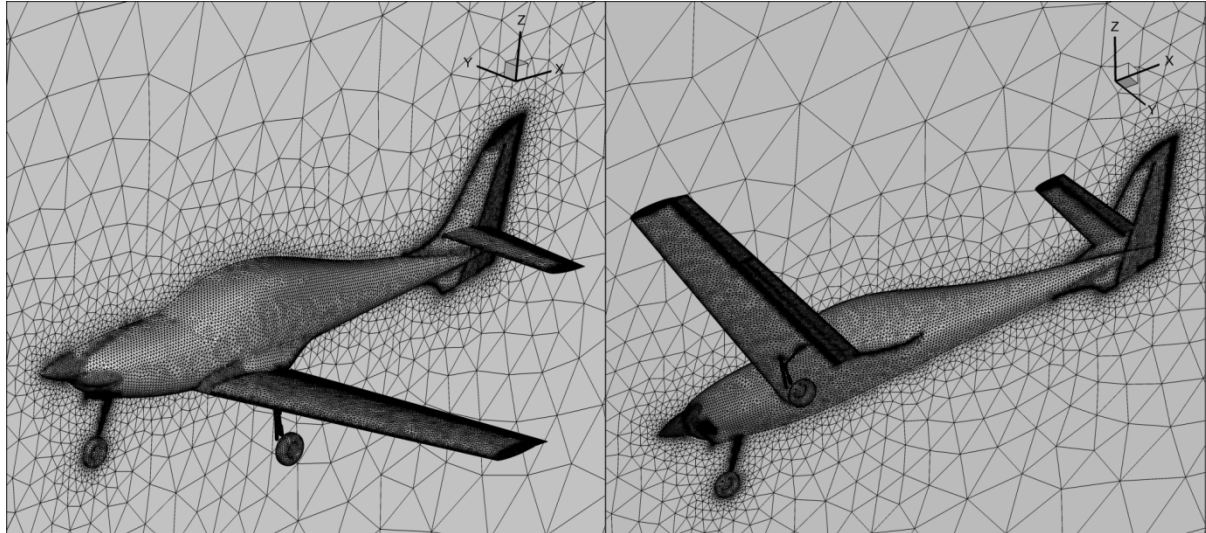


Rys. 1.8 Układy współrzędnych użyte w trakcie analizy aerodynamicznej:
 $OX_0Y_0Z_0$ - układ związany z geometrią CAD i
 $OXYZ$ - układ aerodynamiczny, związany z kierunkiem strumienia niezaburzonego.

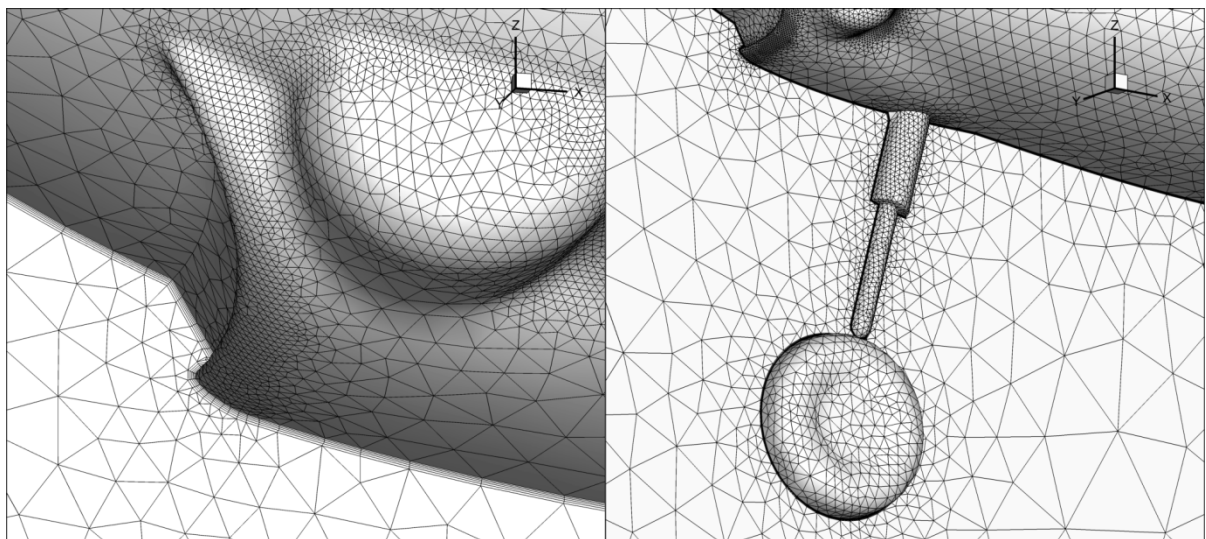
1.4 Siatka obliczeniowa – opływ symetrycznym.

W obszarze otaczającym płatek wygenerowano siatkę niestrukturalną o gęstościach przedstawionych na rysunku. Siatka ograniczona prostopadłościanem o wymiarach 100x50x100 [m] zawierała połowę geometrii obiektu. Wokół ścian bryły samolotu wygenerowano 5 warstw komórek pryzmatycznych symulujących warstwę

przyścienną. Grubość pierwszego elementu siatki (0.6 mm) odpowiadała parametrowi turbulencji y^+ z zakresu $\langle 30 - 200 \rangle$, co jest zalecane dla zastosowanego modelu turbulencji Spalart-Allmaras. Model ten przyjęty jest za standard w analizach opływów zewnętrznych, szczególnie w zakresie liczb Reynoldsa używanym w lotnictwie [1].



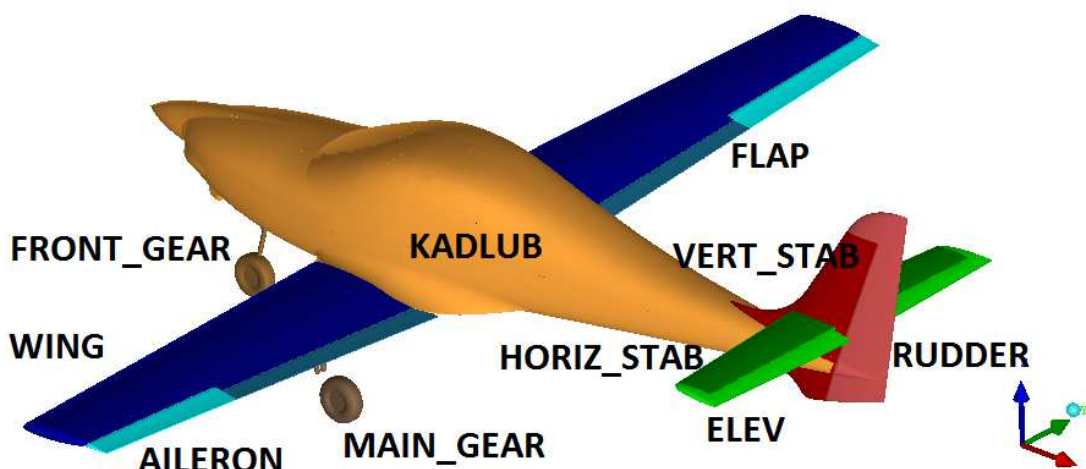
Rys. 1.9 Gęstości siatki obliczeniowej na całym płatowcu.



Rys. 1.10 Gęstości siatki obliczeniowej na detalach analizowanego samolotu: chwycie powietrza i podwoziu przednim.

Na powierzchni płatowca zastosowano warunek brzegowy WALL - ściana z warunkiem rozwoju turbulencji "standard wall function". w płaszczyźnie symetrii przyjęto warunek SYMMETRY, na tylnej ścianie domeny założono PRESSURE OUTLET a na ścianach: przedniej, górnej, dolnej i bocznej - warunek pola dalekiego przepływu: PRESSURE FAR FIELD.

Z uwagi na przyjęty sposób prezentacji wyników obliczeń powierzchnię płatowca podzielono na odpowiednie strefy, które zostały zaprezentowane na rysunku nr 1.11.

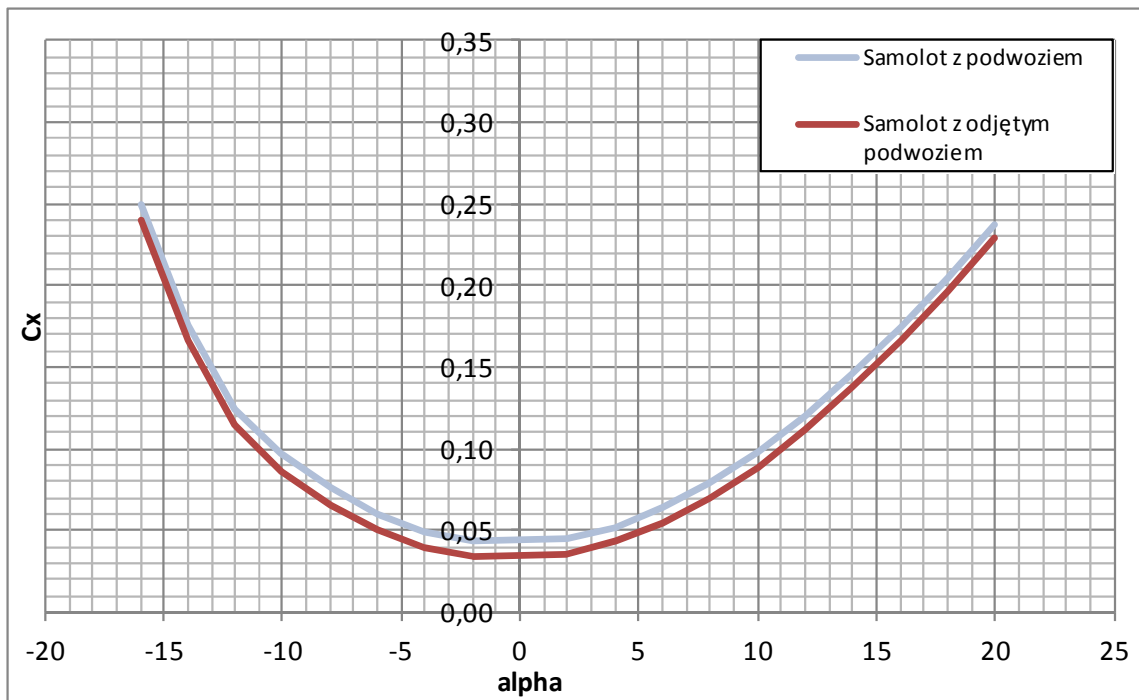


Rys. 1.11 Podział powierzchni płatowca na odpowiednie strefy obliczeniowe.

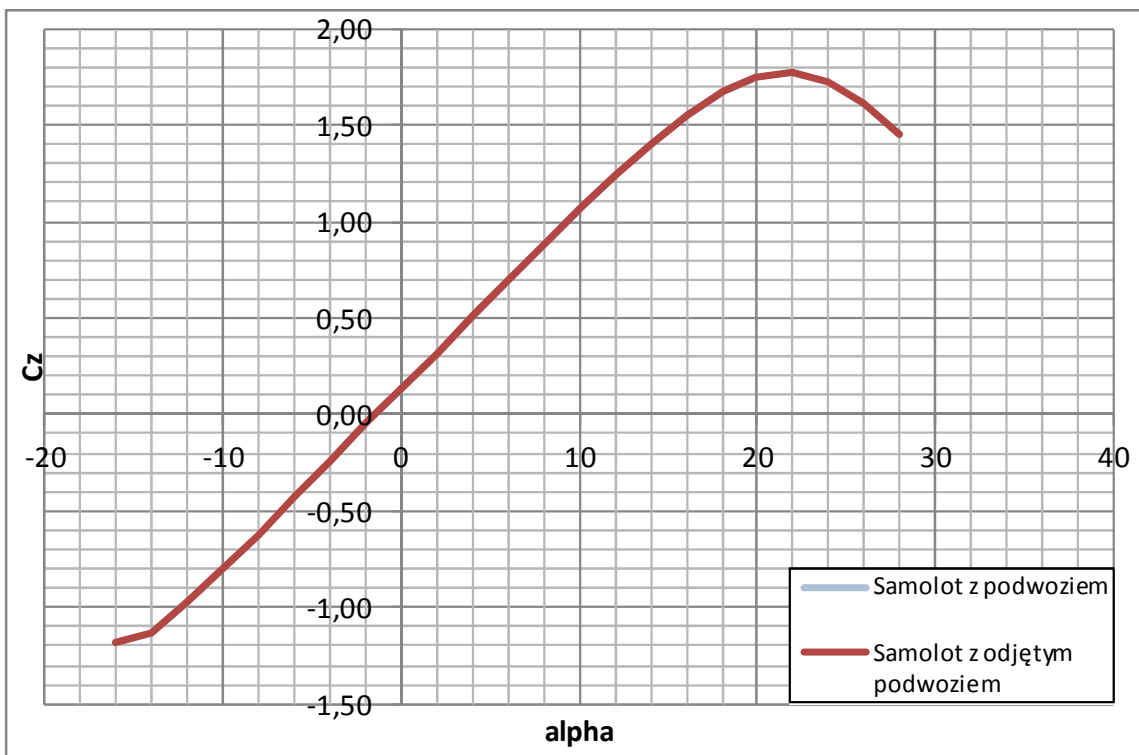
1.5 Wyniki ilościowe numerycznej analizy aerodynamicznej samolotu AT-5 w opływie symetrycznym.

Na rysunkach nr 1.12 ÷ 1.14 przedstawiono porównanie charakterystyk aerodynamicznych płatowca w funkcji kąta natarcia dla wersji z i bez podwozia. Tu charakterystyki bez podwozia zostały otrzymane drogą nie uwzględnienia składowych od podwozia przy ekstrakcji wyników otrzymanych z podwoziem. W dalszej części sprawozdania zostały przedstawione wyniki obliczone dla modelu rzeczywiście pozbawionego podwozia, co da informację na temat wielkości i istotności interferencji aerodynamicznej dla tych elementów.

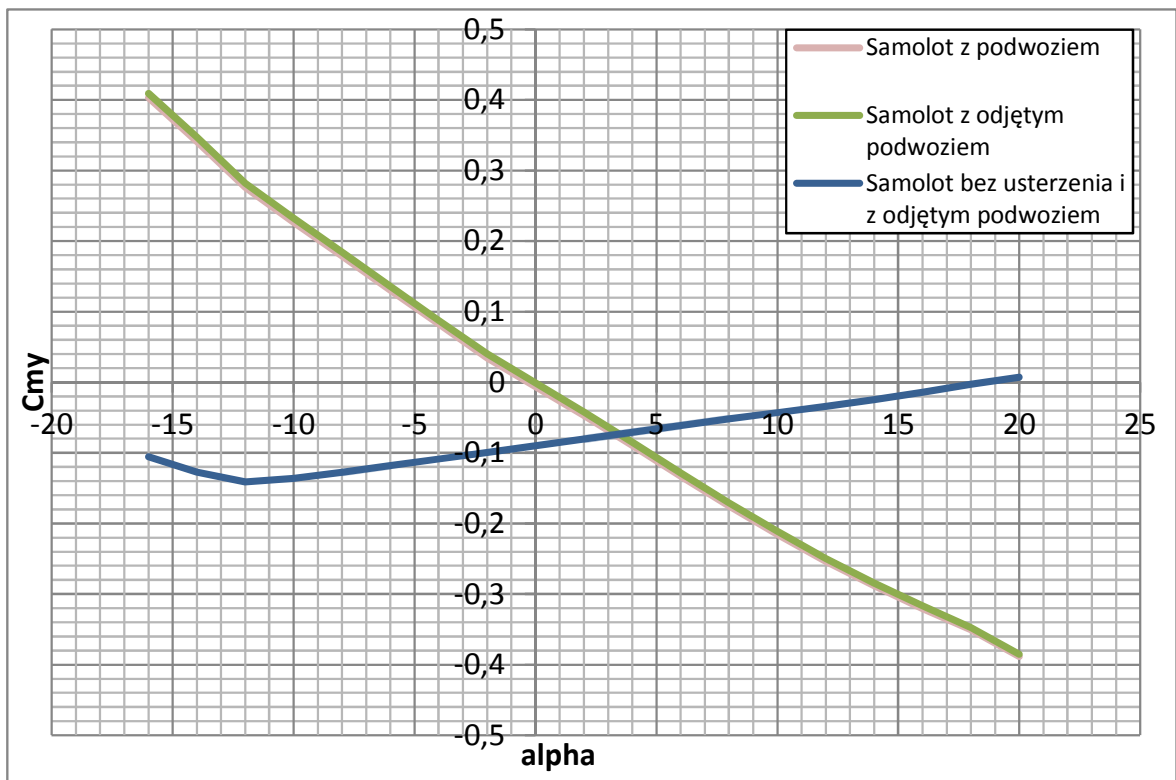
Charakterystyki współczynnika siły oporu wyraźnie pokazują że wpływ oporu podwozia jest stały w funkcji kąta natarcia i stanowi dość dużą część współczynnika siły oporu C_{x_0} (rys. 1.12). Wartość współczynnika siły nośnej w całym zakresie analizowanych kątów natarcia nie zmienia się wcale po wypuszczeniu podwozia (rys. 1.13). Wypuszczenie podwozia ma również niewielki wpływ na wartość współczynnika momentu pochylającego. Natomiast duże zmiany rozstrzącające przynosi odjęcie części współczynnika momentu pochylającego pochodzącego od statecznika poziomego (strefa HORIZ_STAB) i steru wysokości (strefa RUDD), co zostało zaprezentowane na rysunku nr 1.14. Z porównania doskonałości aerodynamicznej C_z/C_x dla konfiguracji z wypuszczonym i schowanym podwoziem wynika że maksymalna doskonałość po wypuszczeniu podwozia spada z 13 do 11 (rys. 1.15).



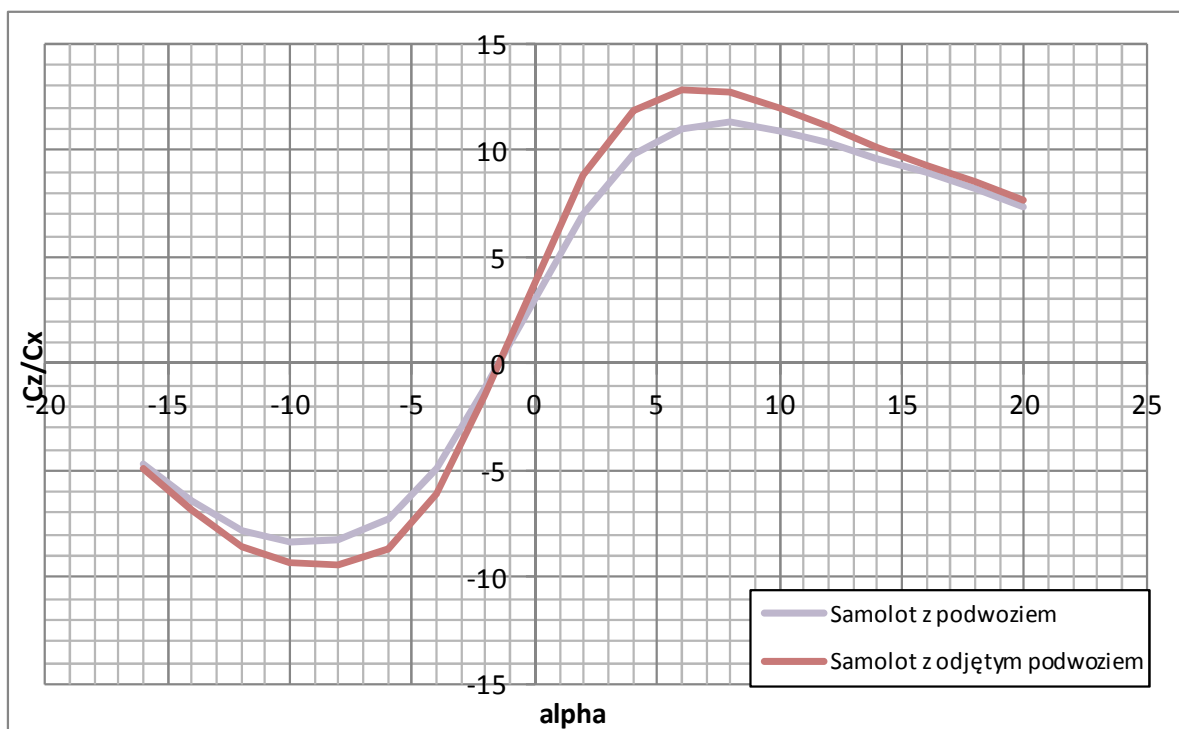
Rys. 1.12 Porównanie charakterystyk aerodynamicznych współczynnika siły oporu z uwzględnieniem i bez uwzględnienia podwozia.



Rys. 1.13 Porównanie charakterystyk aerodynamicznych współczynnika siły nośnej z uwzględnieniem i bez uwzględnienia podwozia.



Rys. 1.14 Porównanie charakterystyk aerodynamicznych współczynnika momentu pochylającego z uwzględnieniem i bez uwzględnienia podwozia oraz bez uwzględnienia usterzenia poziomego.

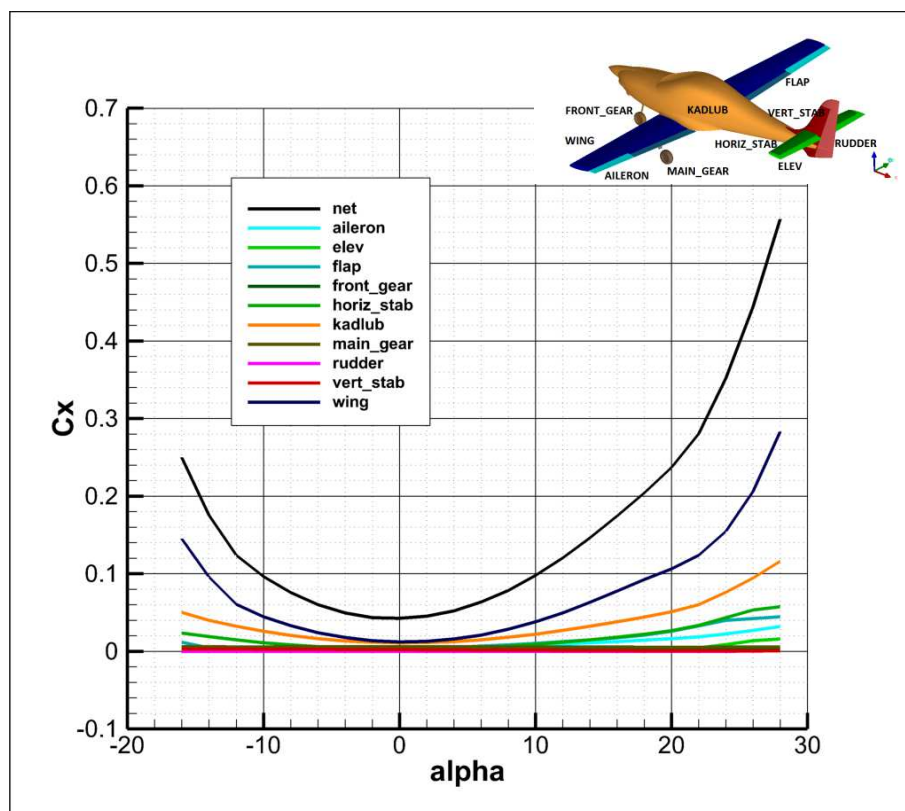


Rys. 1.15 Doskonałość aerodynamiczna w funkcji kąta natarcia dla wersji z wypuszczonym i schowanym podwoziem.

Na rysunkach nr 1.16 ÷ 1.18 przedstawiono wpływ podzespołów płatowca na wartość poszczególnych współczynników aerodynamicznych. W przypadku współczynnika siły oporu (rys. 1.16) głównymi źródłami oporu są skrzydło i kadłub. Udział płata rośnie wraz ze wzrostem wartości bezwzględnej kąta natarcia, podobnie jak zespołu usterzenia poziomego.

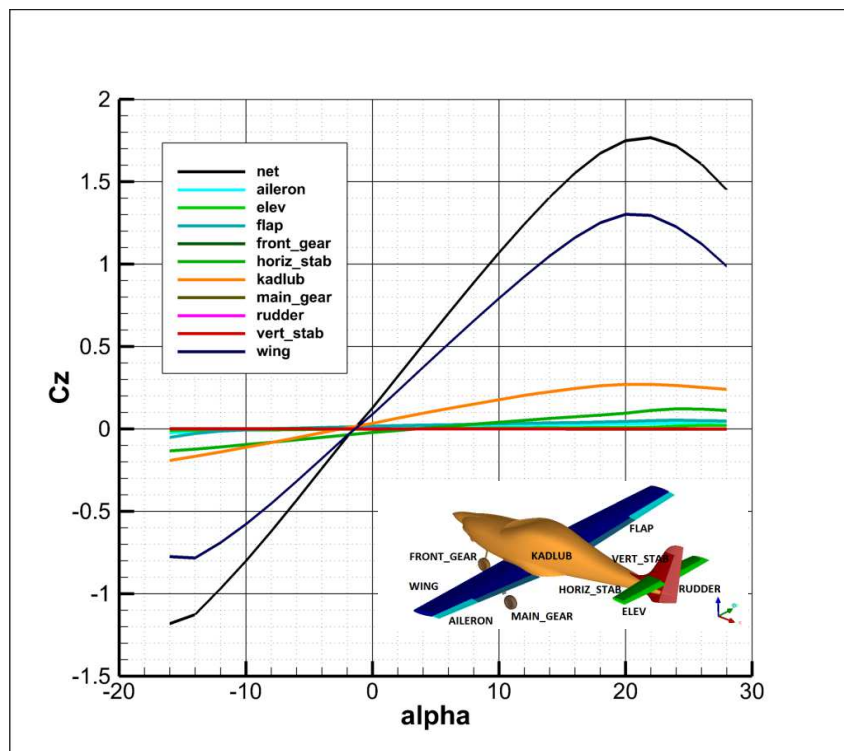
Udział płata nośnego w wielkości współczynnika siły nośnej jest znaczący (ponad 75%), z kolei udział kadłuba stanowi ok. 20% całkowitej wartości współczynnika siły nośnej. Proporcje te nie zmieniają się radykalnie wraz ze zmianą kąta natarcia. Kąty natarcia odpowiadające zerowej sile nośnej dla kadłuba i dla płata nośnego są bliskie 1.5° .

Natomiast z charakterystyk współczynnika momentu pochylającego (rys. 1.18) można odczytać, że kąt zaklinowania usterzenia poziomego wynosi ok. 3.5° (siła nośna od usterzenia się wtedy zeruje). Należy pamiętać o uwzględnieniu wpływu zakrzywienia strumienia zaskrzydłowego. Można zauważyć też rozstateczniający wpływ kadłuba oraz dużo większy wpływ dostateczniający statecznika wysokości (ster wysokości ma na to niewielki wpływ).

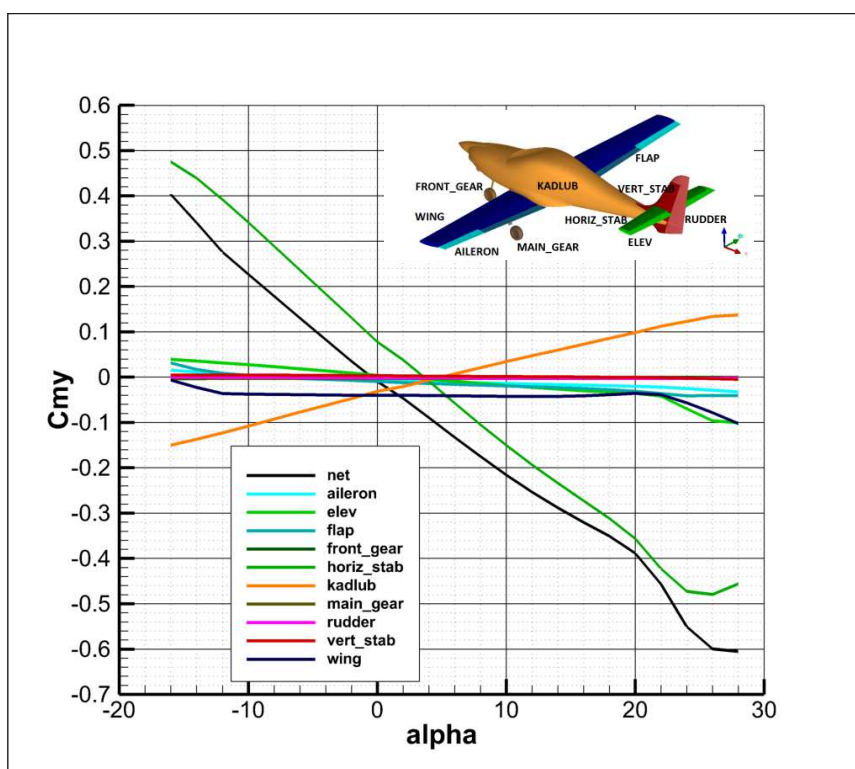


Rys. 1.16 Składowe współczynnika siły oporu aerodynamicznego w funkcji kąta natarcia od poszczególnych stref podziału geometrii płatowca.

NET = suma dla całego płatowca.



Rys. 1.17 Składowe współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia od poszczególnych stref podziału geometrii płatowca.
NET = suma dla całego płatowca.



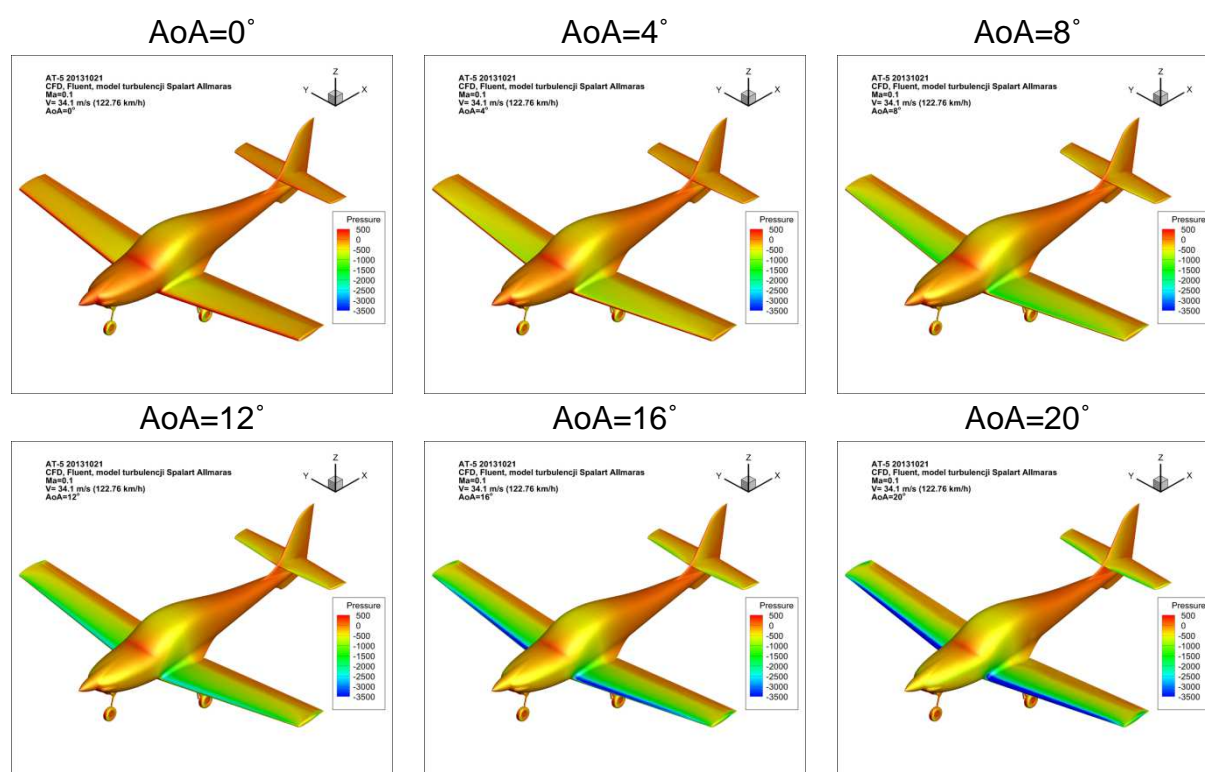
Rys. 1.18 Składowe współczynnika momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia od poszczególnych stref podziału geometrii płatowca.
NET = suma dla całego płatowca.

1.6 Wyniki jakościowe numerycznej analizy aerodynamicznej samolotu AT-5 w opływie symetrycznym.

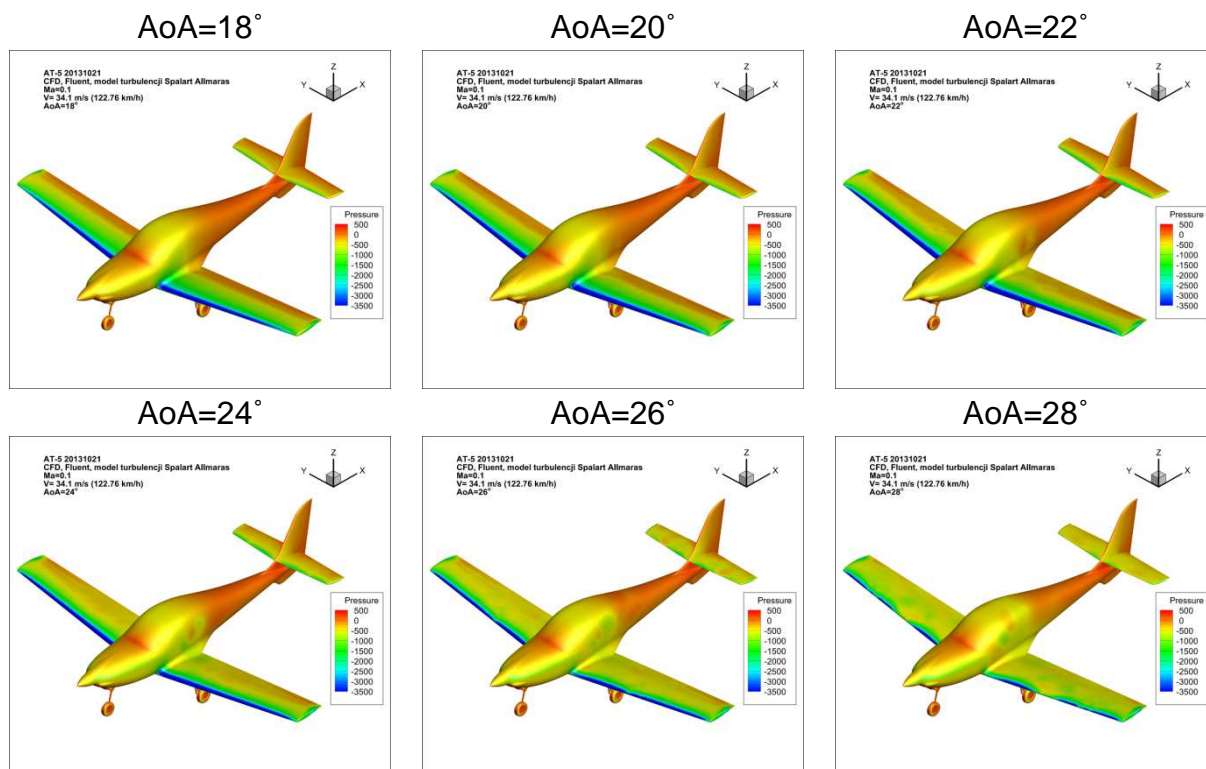
W niniejszym podrozdziale przedstawiono jakościowe porównanie wyników dla wybranych kątów natarcia, w postaci mapy ciśnień z naniesionymi liniami prądu na powierzchni płatowca (rysunki nr 1.19 i 1.20) oraz obraz przebiegu oderwań (rysunki nr 1.21 i 1.25). Obszary oderwań czyli obszary przepływu wstecznego zobrazowano przy pomocy składowej współczynnika tarcia wzdłuż osi samolotu. Obszary kolorowania zostały obcięte tak, by pokolorować tylko te powierzchnie, gdzie przepływ odbywa się w kierunku przeciwnym kierunku do przepływu niezaburzonego.

Wyniki uzupełniono o zobrazowanie pola przepływu wokół samolotu za pomocą linii prądu wypuszczonych z wirtualnych „grzebieni” umieszczonych przed krawędzią natarcia płata nośnego (rysunki nr 1.23 ÷ 1.25).

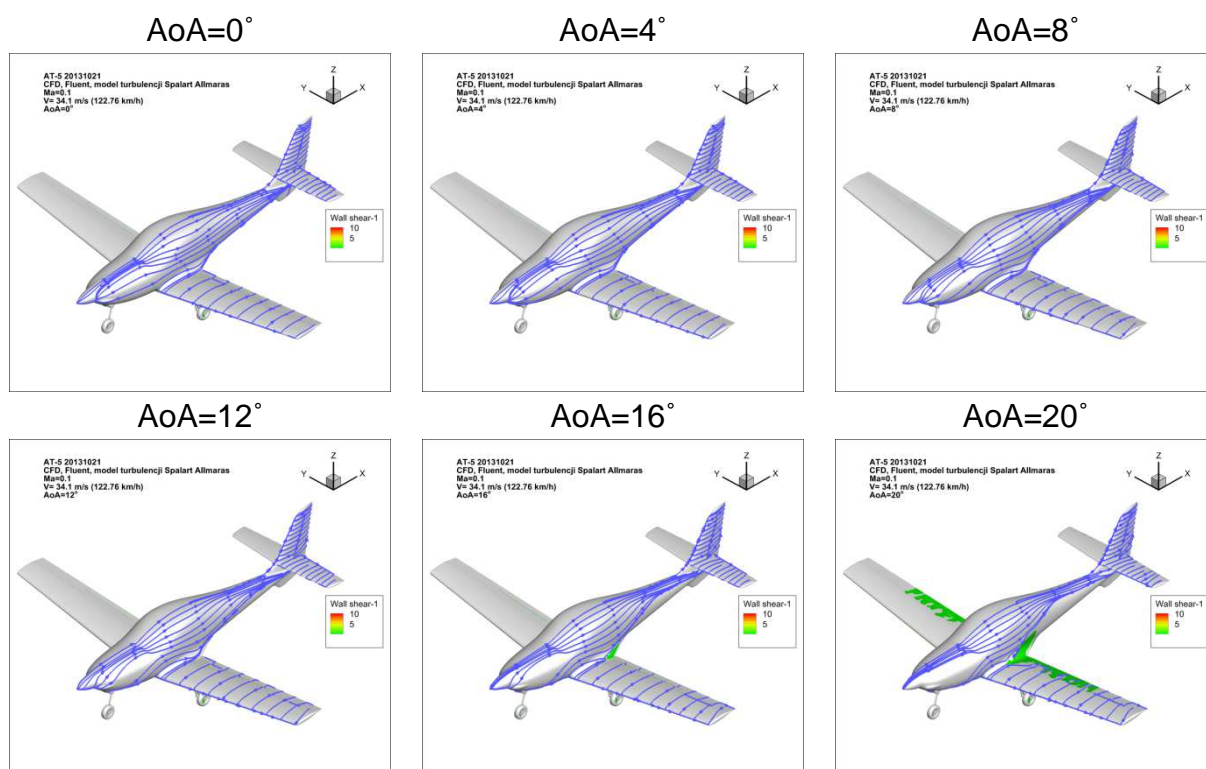
Oderwanie rozpoczyna się w pobliżu krawędzi spływu przejścia skrzydło – kadłub przy 16° kąta natarcia, i staje się widoczne na polu ciśnień przy 20° . Wraz ze wzrostem kąta natarcia obszar oderwania przesuwają się ku zewnętrznej części płata. Do 22° kąta natarcia przepływ na lotce jest jeszcze prawidłowy. Przy 26° kąta natarcia następuje oderwanie na usterzeniu poziomym.



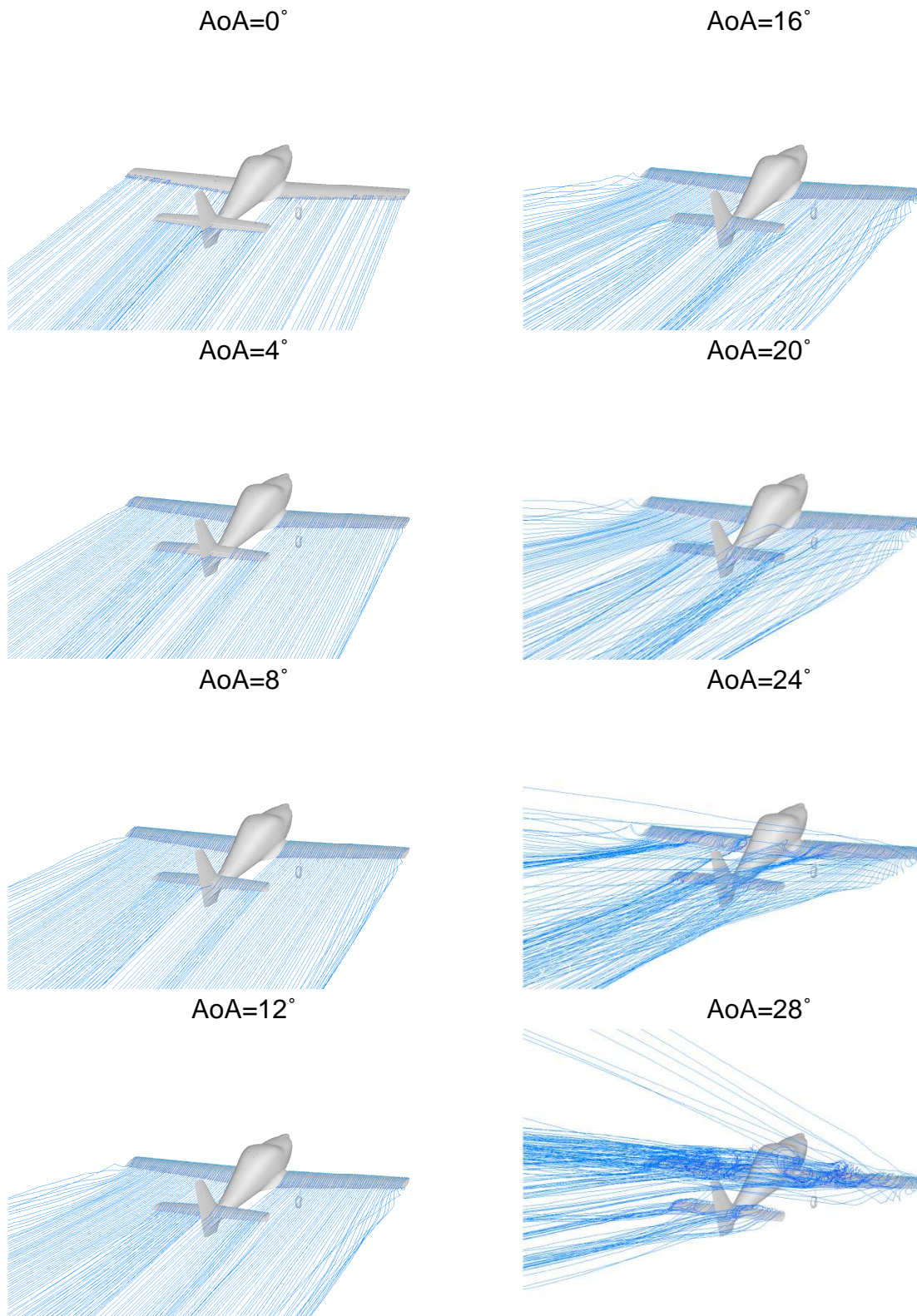
Rys. 1.19 Przebieg zmian ciśnienia na powierzchni płatowca w liniowym obszarze współczynnika $C_z(\text{Alpha})$.



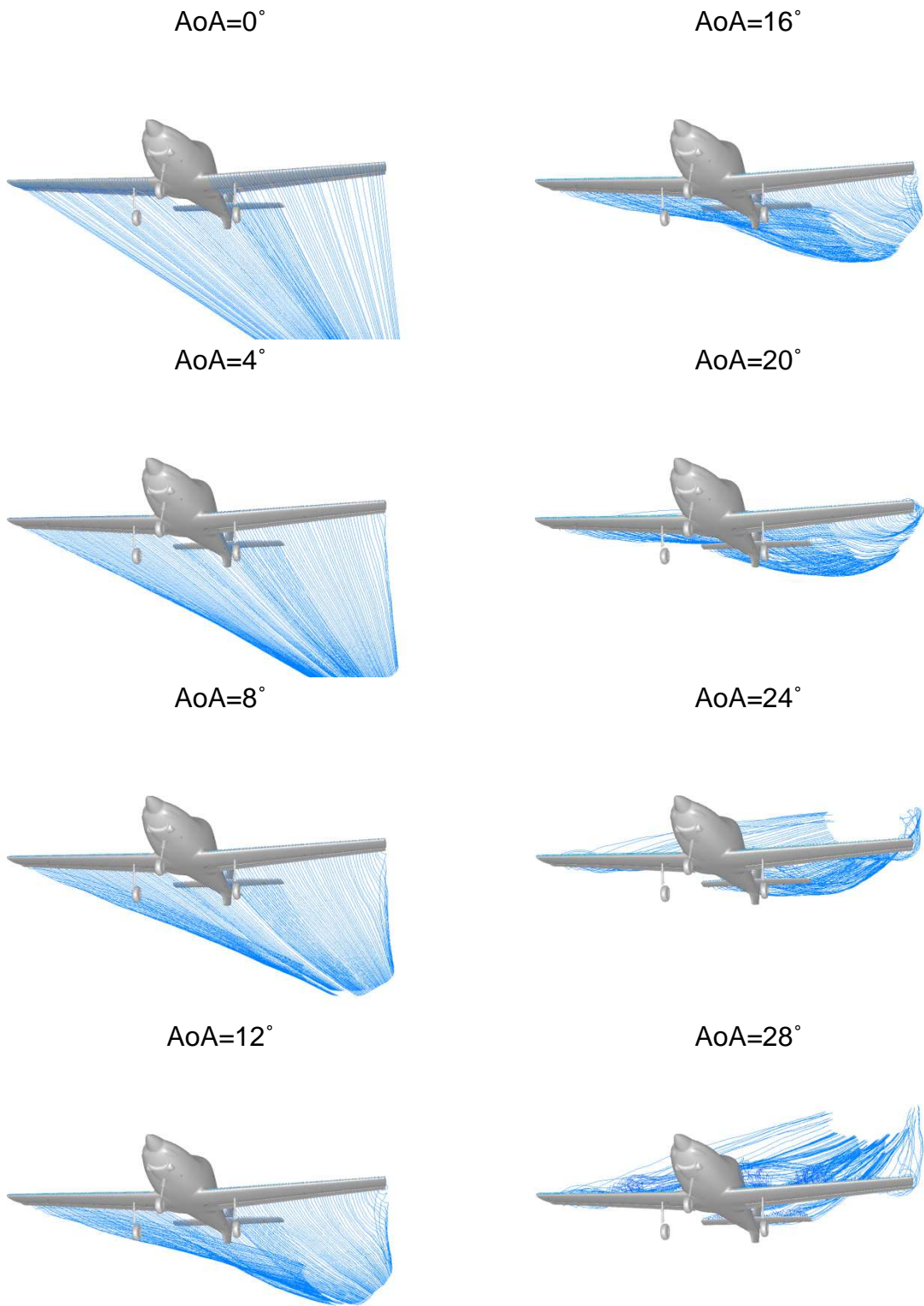
Rys. 1.20 Przebieg zmian ciśnienia na powierzchni kadłuba przy oderwaniu.



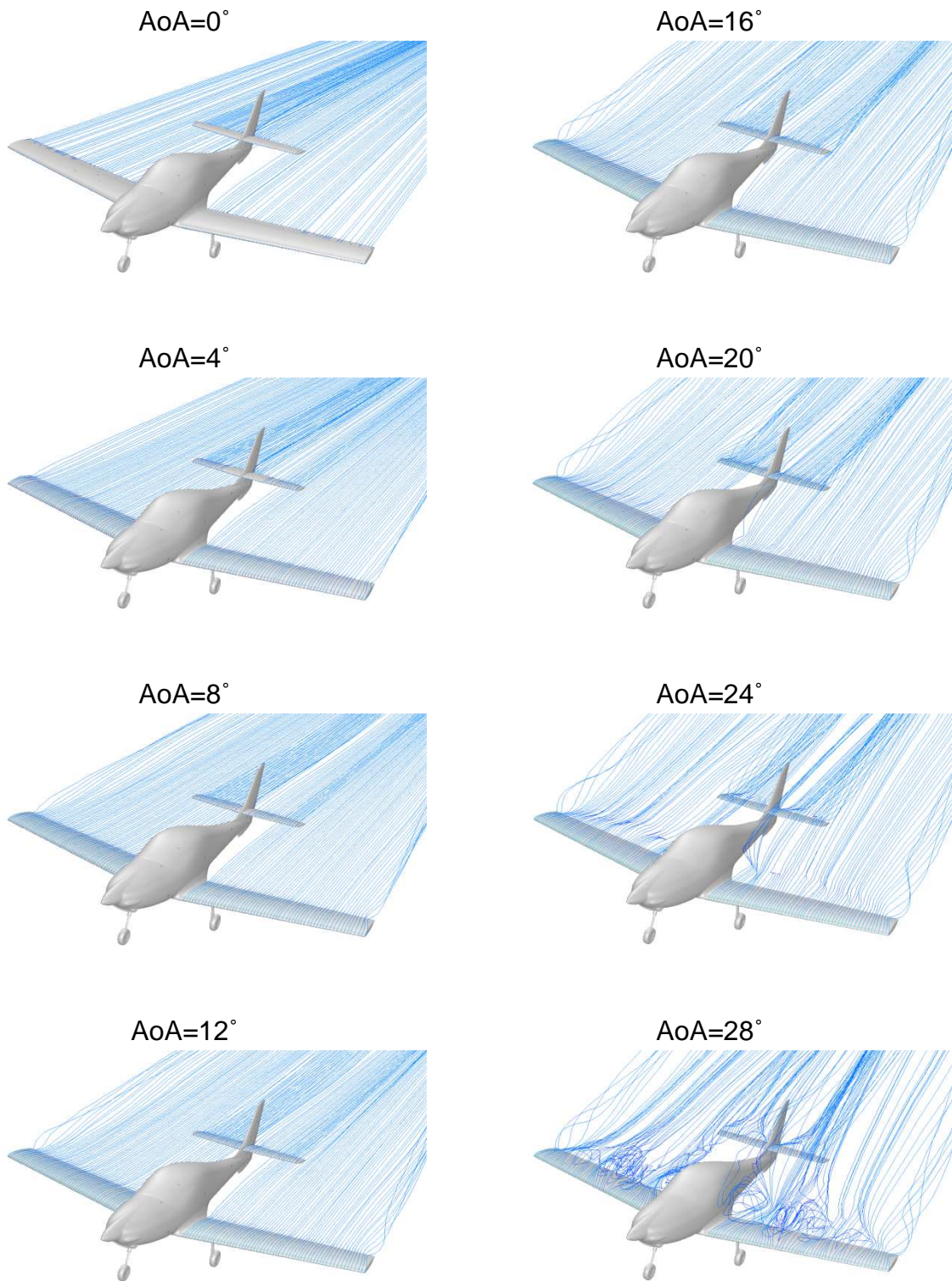
Rys. 1.21 Zmiana pola przepływu w funkcji kąta natarcia zobrażowana liniami prądu.



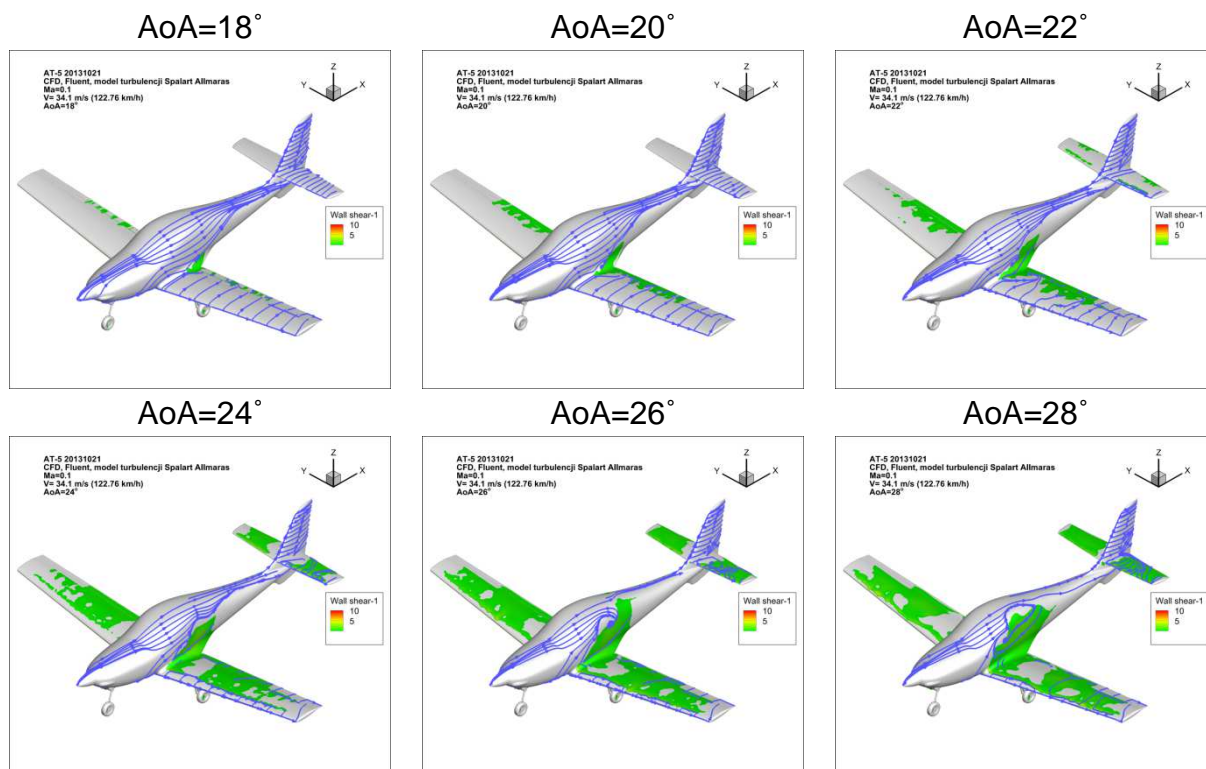
Rys. 1.22 Linie prądu w funkcji kąta natarcia.



Rys. 1.23 Linie prądu w funkcji kąta natarcia.



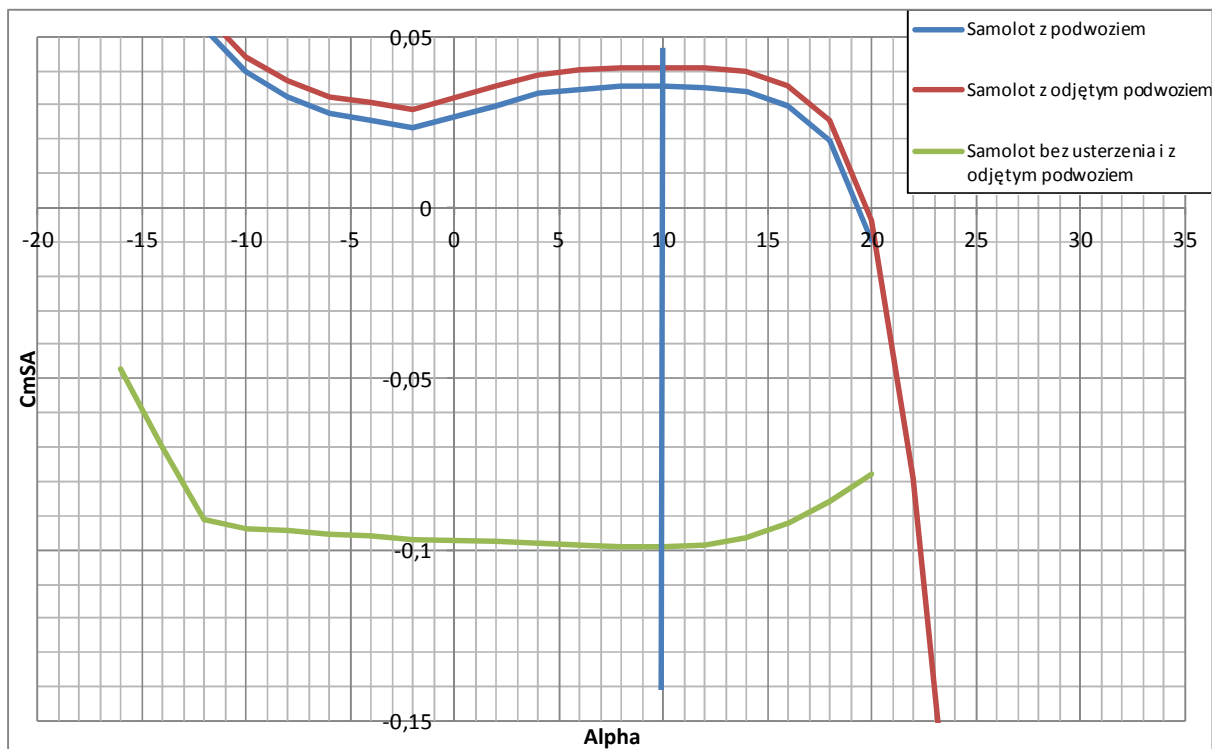
Rys. 1.24 Linie prądu w funkcji kąta natarcia.



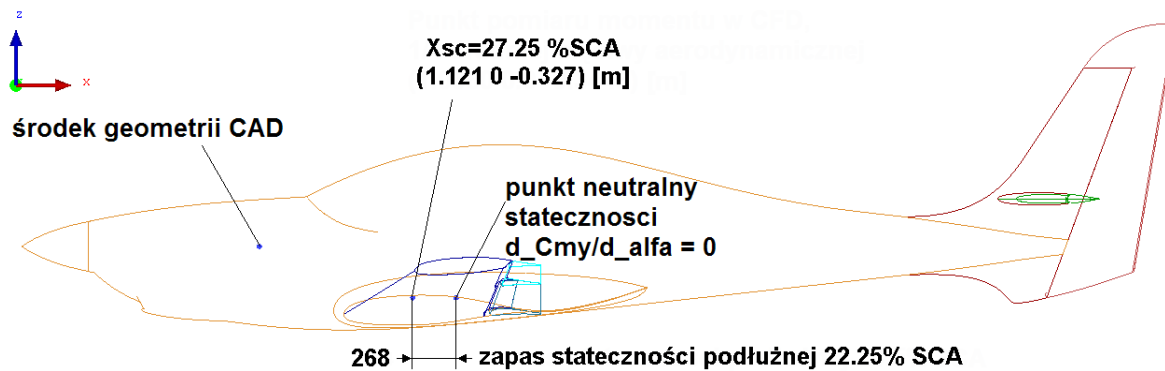
Rys. 1.25 Przebieg przeciągnięcia samolotu zobrazony liniami prądu i wyróżnionymi obszarami przepływów wstecznych (oderwań).

1.7 Wyznaczenie zapasu stateczności na podstawie otrzymanych wyników.

Dla samolotu o masie 780 kg ($X_{SC} = 27.25 \%SCA$) wyznaczono zapas stateczności w przelocie z prędkością odpowiadającą liczbie Macha $Ma = 0.1$, czyli 34.1 m/s (122.7 km/h). Dla tej prędkości z charakterystyk aerodynamicznych wyznaczono przelotowy kąt natarcia $\alpha_p = 10^\circ$. Dla takiej wartości znaleziono punkt, względem którego dla danej konfiguracji samolotu moment był stały. Tak wyznaczono punkt neutralny (PN). Dla analizowanych konfiguracji samolotu otrzymano następujące odległości pomiędzy X_{SC} a PN: wersja z podwoziem : +268 mm; wersja bez podwozia: +267 mm; wersja bez podwozia i usterzenia: - 91 mm. Następnie na tej podstawie określono zapas stateczności, który dla wersji z wypuszczonym podwoziem wynosi 22.25 %SCA, dla wersji ze schowanym podwoziem 22.16 %SCA, a dla wersji bez usterzenia -7.67 %SCA .



Rys. 1.26 Przebieg charakterystyk współczynników momentów względem odpowiadających im punktów neutralnych w otoczeniu przelotowego kąta natarcia α_p .



Rys. 1.27 Wyznaczenie zapasu stateczności podłużnej.

1.8 Założenia do analizy w opływie niesymetrycznym.

Podczas wykonywania numerycznych analiz aerodynamicznych w opływie niesymetrycznym przyjęto następujące założenia:

- brak symetrii pola przepływu;
- brak pełnej symetrii geometrii samolotu;
- przepływ stacjonarny, ustabilizowany, czyli za płotowcem nie pojawia się ścieżka wirów Karmana ani żadna inna niestacjonarna struktura w przepływie;

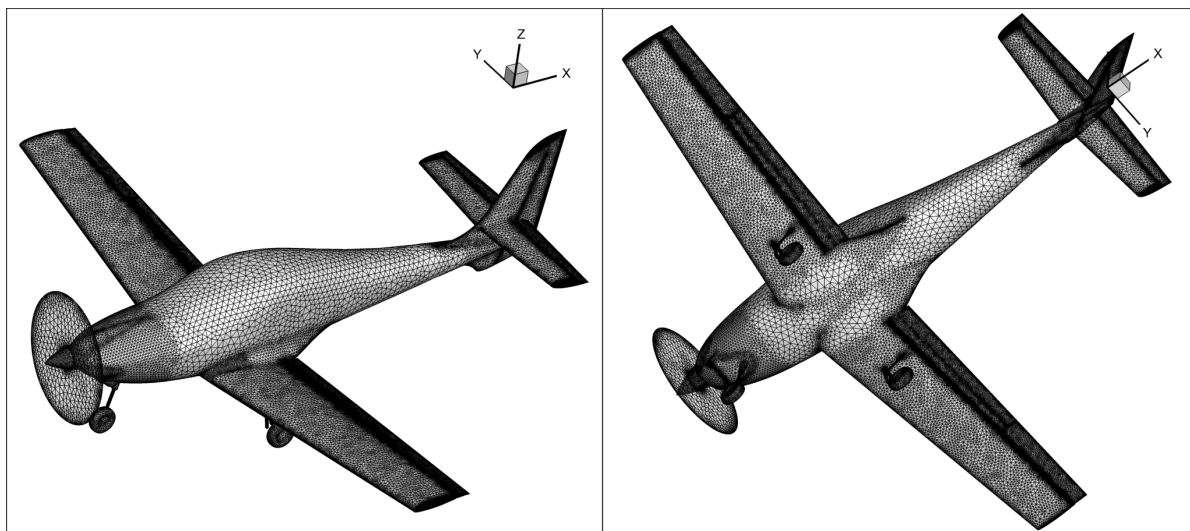
- warunki lotu odpowiadają zerowej wysokości (na poziomie morza) według atmosfery wzorcowej: ciśnienie $p=101325$ Pa, temperatura $T=288.15$ °K, oraz gęstość powietrza $\rho=1.225$ kg/m³
- prędkość lotu: $V=122.76$ km/h, co odpowiada liczbie Macha $Ma=0.1$.

W dostarczonej geometrii CAD samolotu AT-5 środek układu współrzędnych zaczepiony był w punkcie powstałym z przecięcia osi silnika ze ścianą ogniową (rys. 1.8). Natomiast współrzędne aerodynamiczne wyznaczono względem punktu, który jest rzutem punktu znajdującego się w 25% średniej cięciwy aerodynamicznej (liczonej od noska płata) na płaszczyznę OXZ.

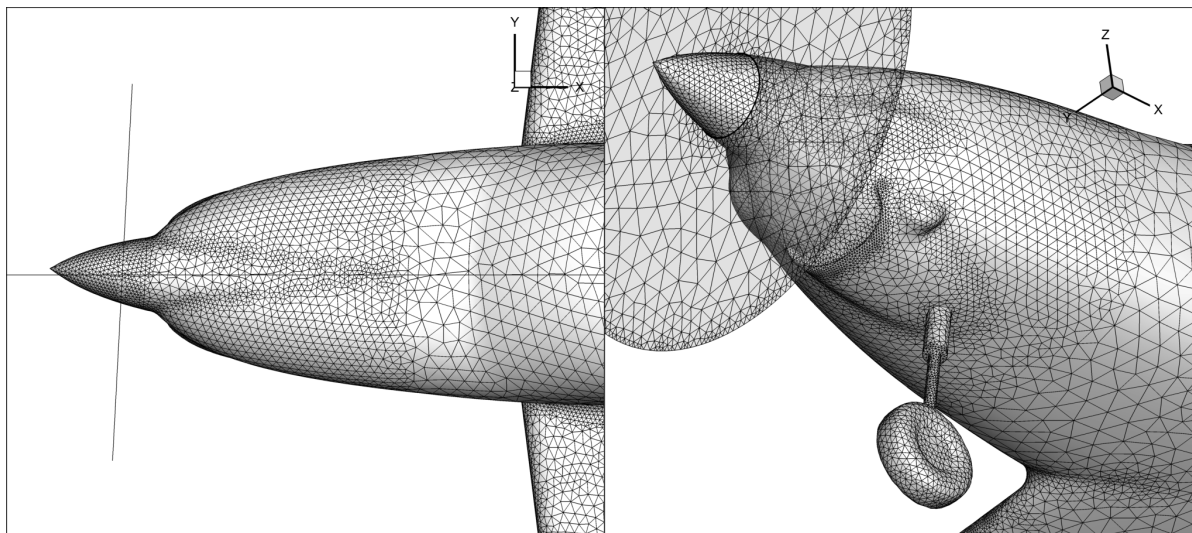
1.9 Siatka obliczeniowa – opływ niesymetrycznym.

W obszarze otaczającym płatowiec wygenerowano siatkę niestrukturalną o gęstościach przedstawionych na rysunku. Siatka ograniczona prostopadłościanem o wymiarach 80x100x60 m zawierała całą geometrię obiektu. Wokół ścian bryły samolotu wygenerowano 5 warstw komórek pryzmatycznych symulujących warstwę przyścienną. Grubość pierwszego elementu siatki (0.6 mm) odpowiadała parametrowi turbulencji $y+$ z zakresu $\langle 30 - 200 \rangle$, co jest zalecane dla zastosowanego modelu turbulencji Spalart-Allmaras. Model ten przyjęty jest za standard w analizach opływów zewnętrznych, szczególnie w zakresie liczb Reynoldsa używanym w lotnictwie [1].

W modelu przygotowanym na potrzeby analizy w opływie niesymetrycznym uwzględniono odchylenie śmigła oraz szczegóły geometrii samolotu wpływające na brak pełnej symetrii samolotu względem płaszczyzny OXZ (rys. 1.29).



Rys. 1.28 Gęstości siatki obliczeniowej przygotowana na potrzeby analizy w opływie niesymetrycznym



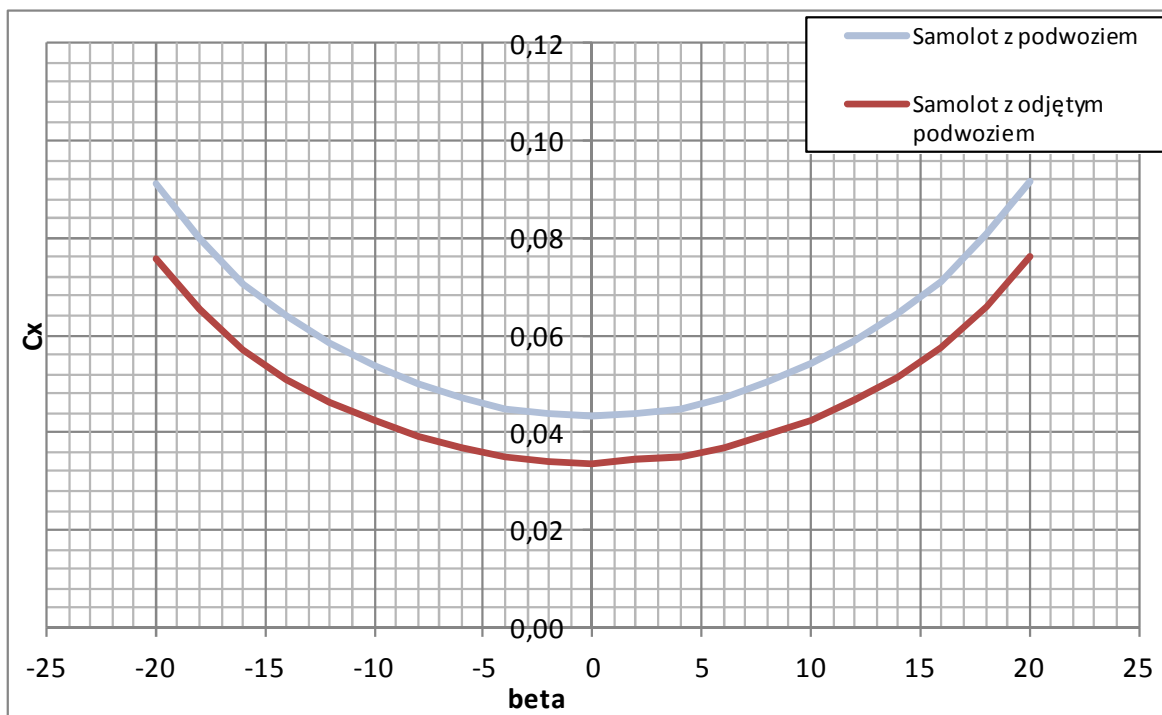
Rys. 1.29 Elementy siatki obliczeniowej w modelu niesymetrycznym.

Na powierzchni płotowca zastosowano warunek brzegowy WALL - ściana z warunkiem rozwoju turbulencji "standard wall function", na tylnej ścianie domeny założono PRESSURE OUTLET a na ścianach: przedniej, górnej, dolnej i bocznych - warunek pola dalekiego przepływu: PRESSURE FAR FIELD.

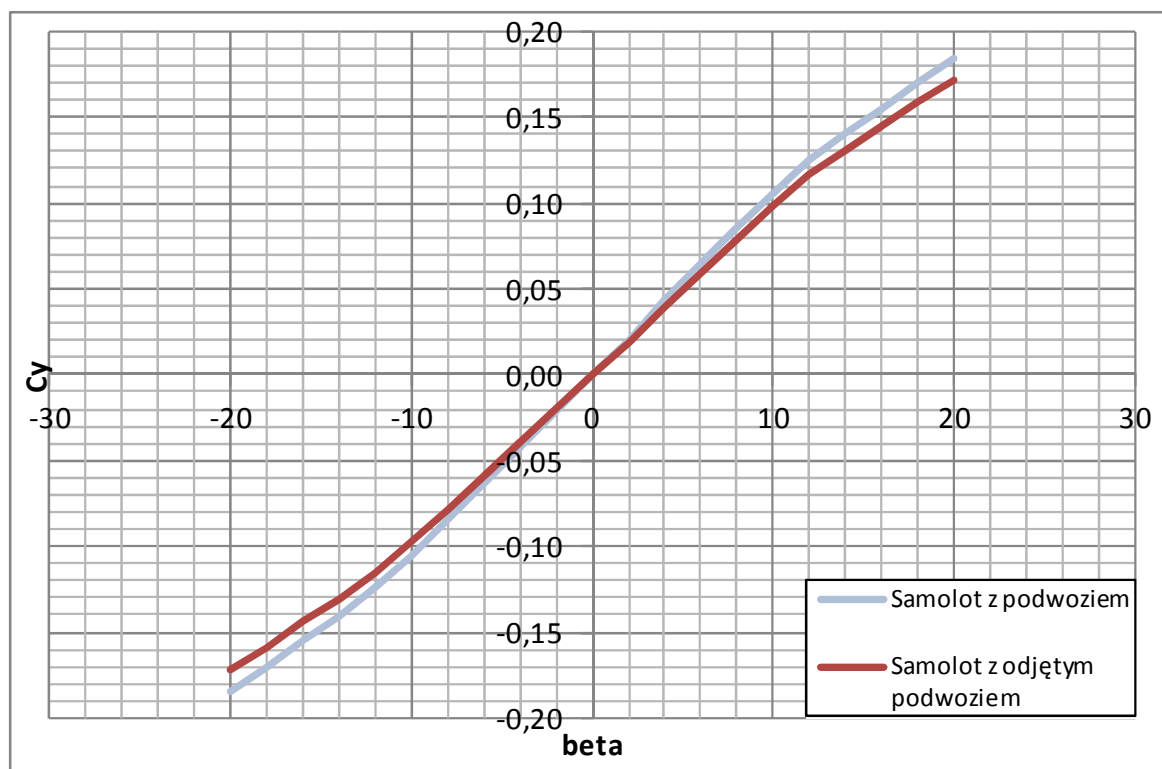
Z uwagi na przyjęty sposób prezentacji wyników obliczeń powierzchnię płotowca podzielono na odpowiednie strefy, które zostały zaprezentowane na rysunku nr 1.11.

1.10 Wyniki ilościowe numerycznej analizy aerodynamicznej samolotu AT-5 w opływie niesymetrycznym.

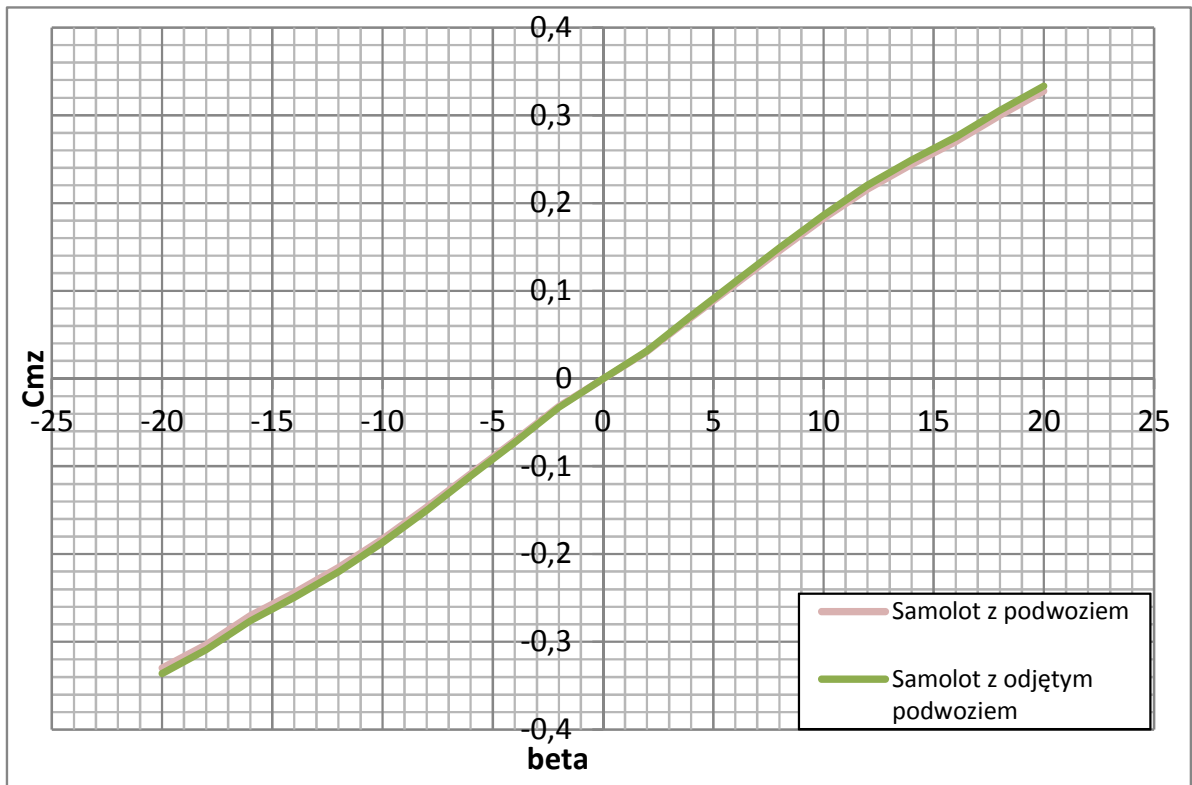
Na rysunkach nr 1.30 ÷ 1.33 przedstawiono porównanie charakterystyk aerodynamicznych płotowca w opływie niesymetrycznym w funkcji kąta ślizgu dla wersji z i bez podwozia. Na rysunku nr 1.30 można zaobserwować, że wpływ oporu podwozia jest stały w funkcji kąta ślizgu i stanowi dość dużą część współczynnika oporu C_{x0} . Natomiast na rysunku nr 1.31 wyraźnie widać, że wraz ze wzrostem kąta odchylenia różnica pomiędzy wartościami współczynnika siły bocznej dla samolotu z podwoziem i bez jest coraz większa. Wypuszczenie podwozia ma niewielki wpływ na wartość współczynnika momentu odchylającego (rys. 1.32). Rysunek nr 1.33 przedstawia zmianę wartości współczynnika doskonałości aerodynamicznej bocznej w funkcji kąta ślizgu, przy ustalonym kącie natarcia. Prawie w całym zakresie analizowanych kątów ślizgu wartość doskonałości bocznej jest większa dla samolotu ze schowanym podwoziem.



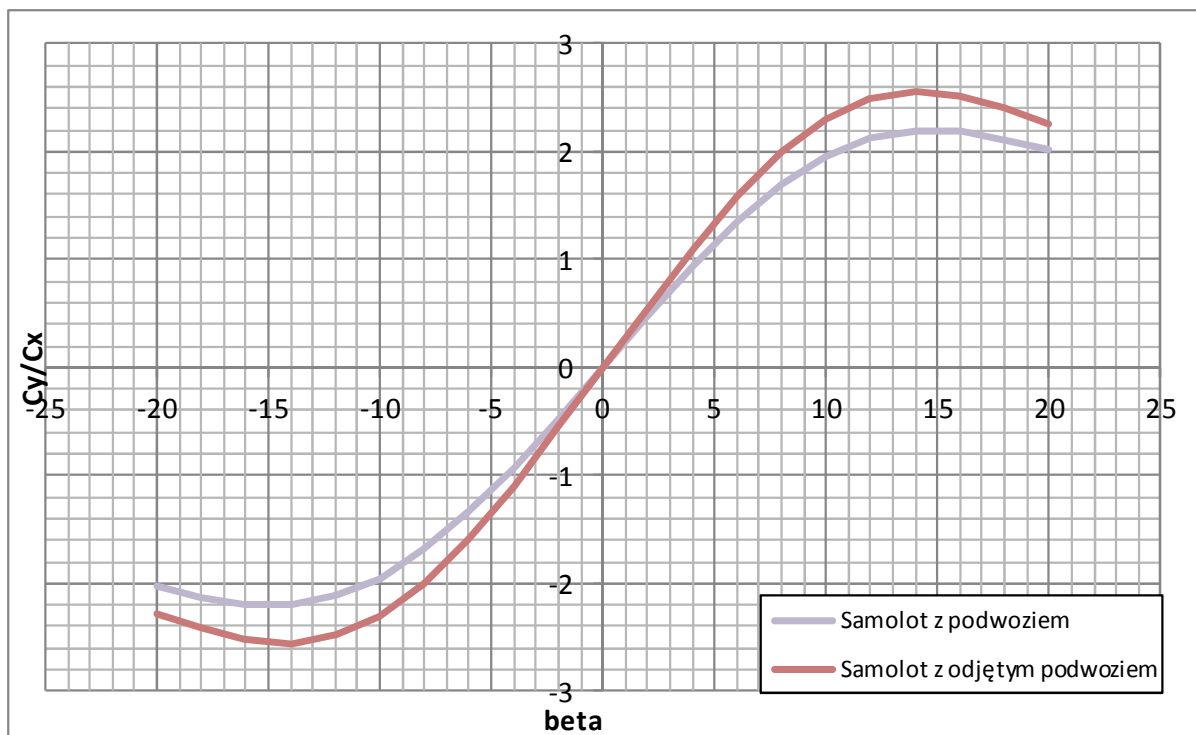
Rys. 1.30 Porównanie charakterystyk aerodynamicznych współczynnika oporu w opływie niesymetrycznym z uwzględnieniem i bez uwzględnienia podwozia.



Rys. 1.31 Porównanie charakterystyk aerodynamicznych współczynnika siły bocznej w opływie niesymetrycznym z uwzględnieniem i bez uwzględnienia podwozia.



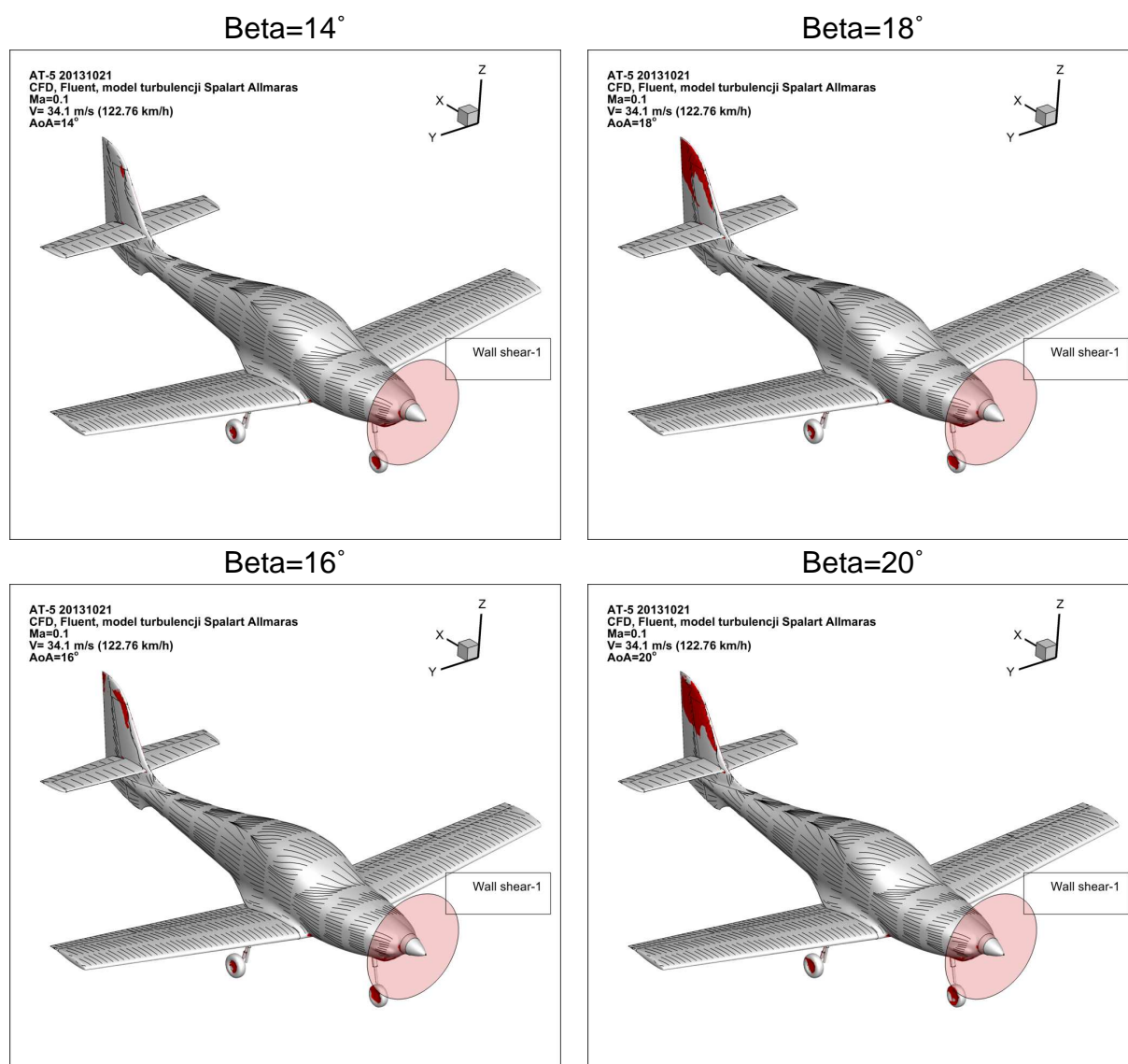
Rys. 1.32 Porównanie charakterystyk aerodynamicznych współczynnika momentu odchylającego w opływie niesymetrycznym z uwzględnieniem i bez uwzględnienia podwozia.



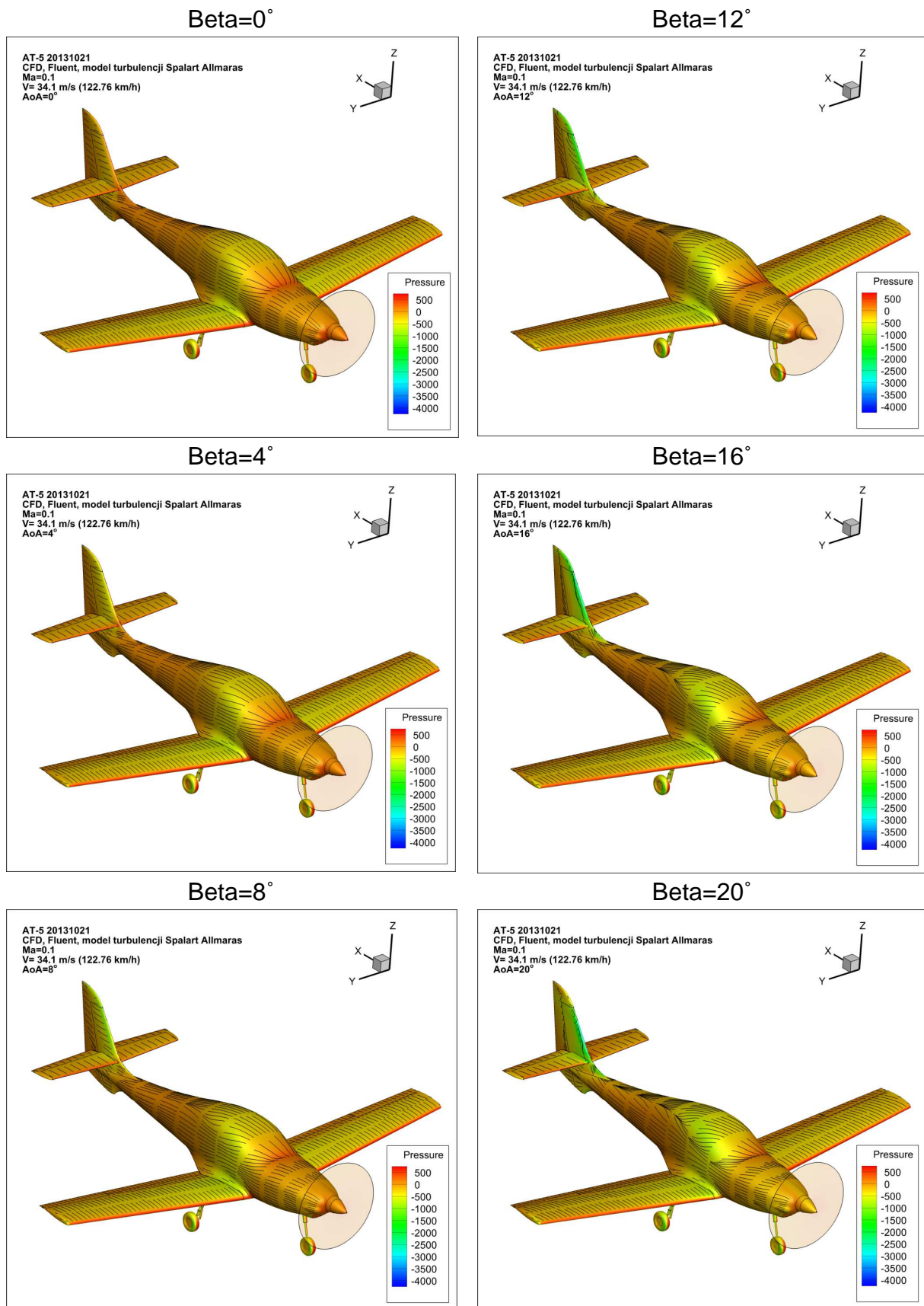
Rys. 1.33 Doskonałość aerodynamiczna boczna w funkcji kąta ślizgu przy ustalonym kącie natarcia dla wersji z wypuszczonym i schowanym podwoziem.

1.11 Wyniki jakościowe numerycznej analizy aerodynamicznej samolotu AT-5 w opływie niesymetrycznym.

W niniejszym podrozdziale przedstawiono jakościowe porównanie wyników dla wybranych kątów ślizgu, w postaci mapy ciśnień z naniesionymi liniami prądu na powierzchni płatowca (rys. 1.34) oraz rozwój obszarów przepływów wstecznych (oderwań) na powierzchni płatowca (rys. 1.33). Obszary oderwań czyli obszary przepływu wstecznego zobrazowano przy pomocy składowej współczynnika tarcia wzdłuż osi samolotu. Obszary kolorowania zostały obcięte tak, by pokolorować tylko te powierzchnie, gdzie przepływ odbywa się w kierunku przeciwnym do kierunku przepływu niezaburzonego.



Rys. 1.33 Rozwój obszarów przepływów wstecznych (oderwań) na powierzchni płatowca w funkcji kąta ślizgu.



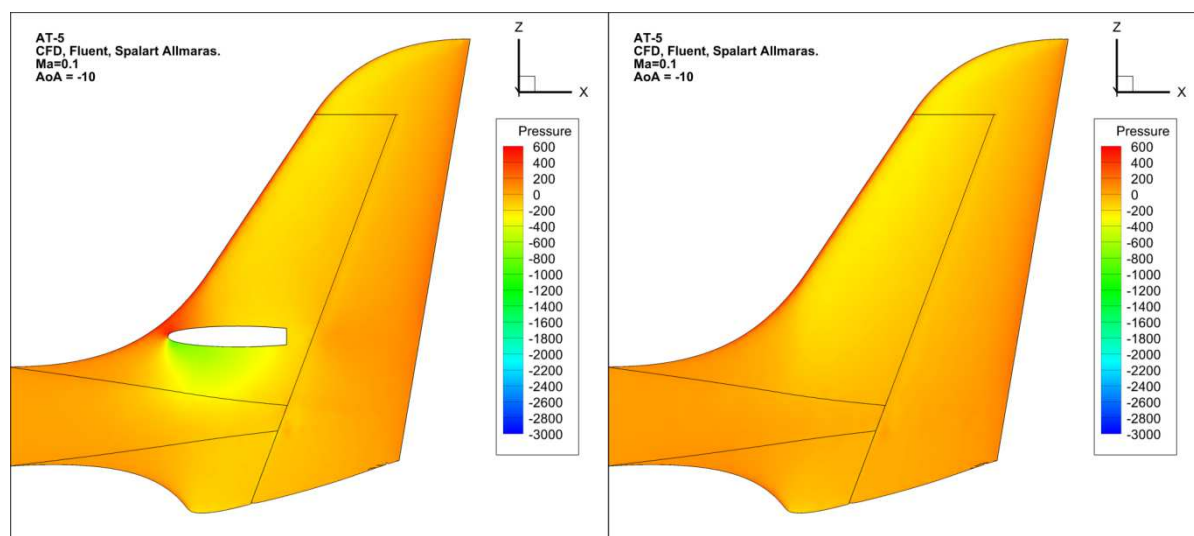
Rys. 1.34 Rozkład współczynnika ciśnienia oraz linii prądu na powierzchni płatowca w funkcji kąta ślizgu.

Oderwanie rozpoczyna się na krawędzi natarcia usterzenia pionowego dla kąta ślizgu $\beta=14^\circ$. Wraz ze wzrostem kąta ślizgu obszar oderwania przesuwa się w kierunku podstawy usterzenia. Dla $\beta=20^\circ$ obszar oderwania zajmuje już blisko 40% powierzchni usterzenia poziomego.

1.12 Analiza samolotu AT-5 bez usterzenia poziomego.

Do wykonania numerycznych analiz aerodynamicznych samolotu bez usterzenia przyjęto takie same założenia jakie przyjęto w trakcie wykonywania analizy samolotu w opływie symetrycznym.

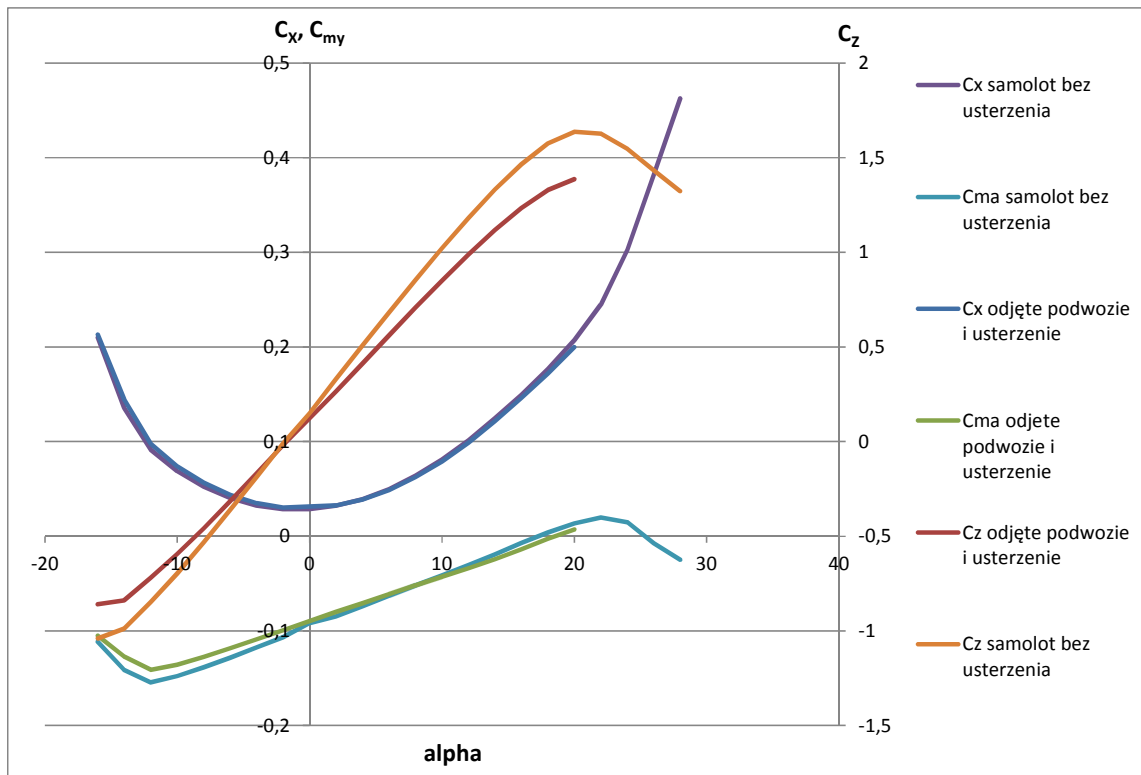
Wyniki pokryły się z wynikami otrzymanymi poprzez odejmowanie składowych od usterzenia niemal dokładnie w zakresie parametrów siły aerodynamicznej: współczynnika oporu i współczynnika siły nośnej. Największe różnice wykazało porównanie momentów otrzymanych oboma sposobami (rys. 1.36). Jako że siatki obliczeniowe w obu przypadkach miały te same gęstości, i rozwiązanie było otrzymane tą samą metodą, źródłem różnic jest interferencja aerodynamiczna – a konkretnie brak wpływu interferencyjnego usterzenia na pozostałe podzespoły płatowca, w szczególności na ogon, gdzie niewielkie różnice ciśnień nie wpłyną na siłę oporu ani siłę nośną, ale dadzą różnice w momencie pochylającym. Jest to powód, dla którego konieczne wydaje się przeprowadzanie obliczeń również dla płatowca pozbawionego usterzenia.



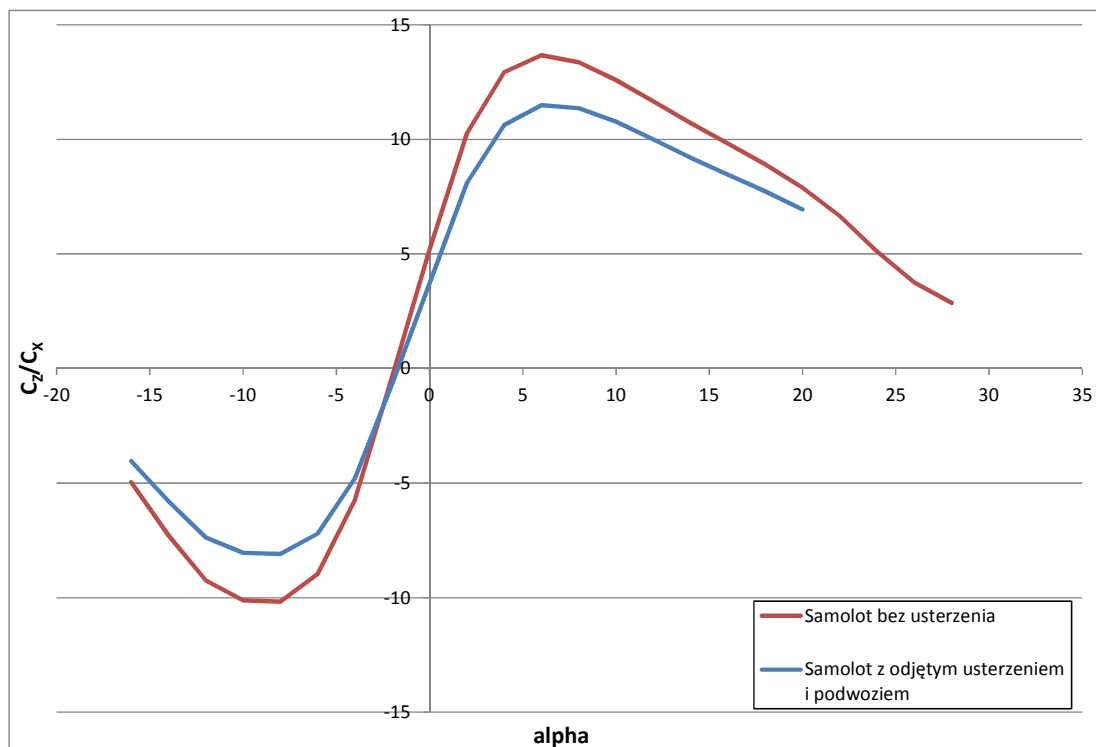
Rys. 1.35 Różnice w polu ciśnień na ogonie samolotu dla analiz z usterzeniem poziomym i bez.

Natomiast porównując wartości doskonałości aerodynamicznej uzyskane dla samolotu fizycznie bez usterzenia z tymi uzyskanymi poprzez odjęcie od charakterystyk samolotu z usterzeniem poziomym sił generowanych przez to usterzenie, można zauważyć znaczne różnice. Największe różnicę można zaobserwować w zakresie ujemnych kątów natarcia, gdzie samolot bez usterzenia

uzyskuje większe co do wartości bezwzględnej wartości doskonałości aerodynamicznej.

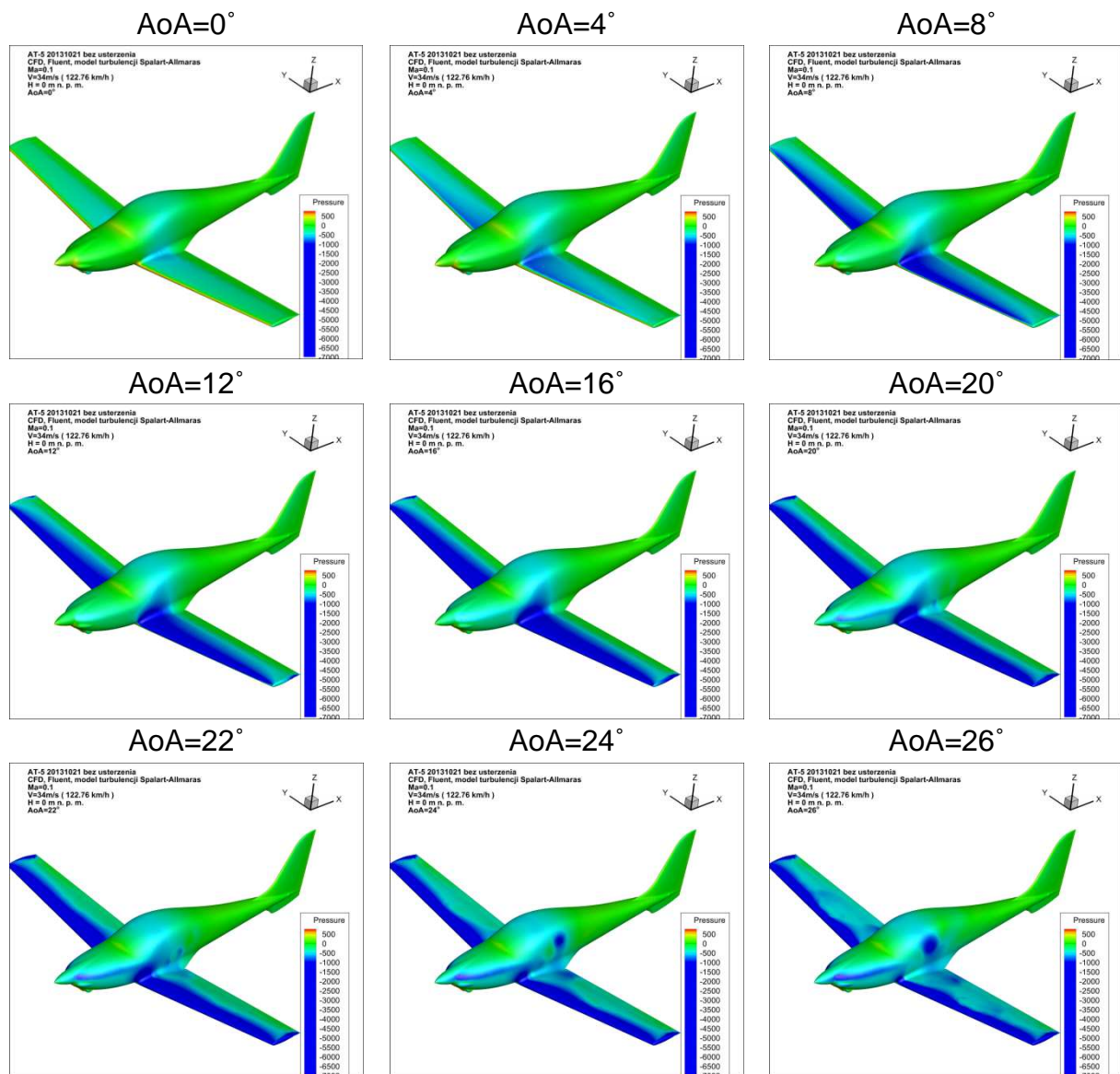


Rys. 1.36 Porównanie współczynników aerodynamicznych samolotu z odjętym usterzeniem i samolotu bez usterzenia.



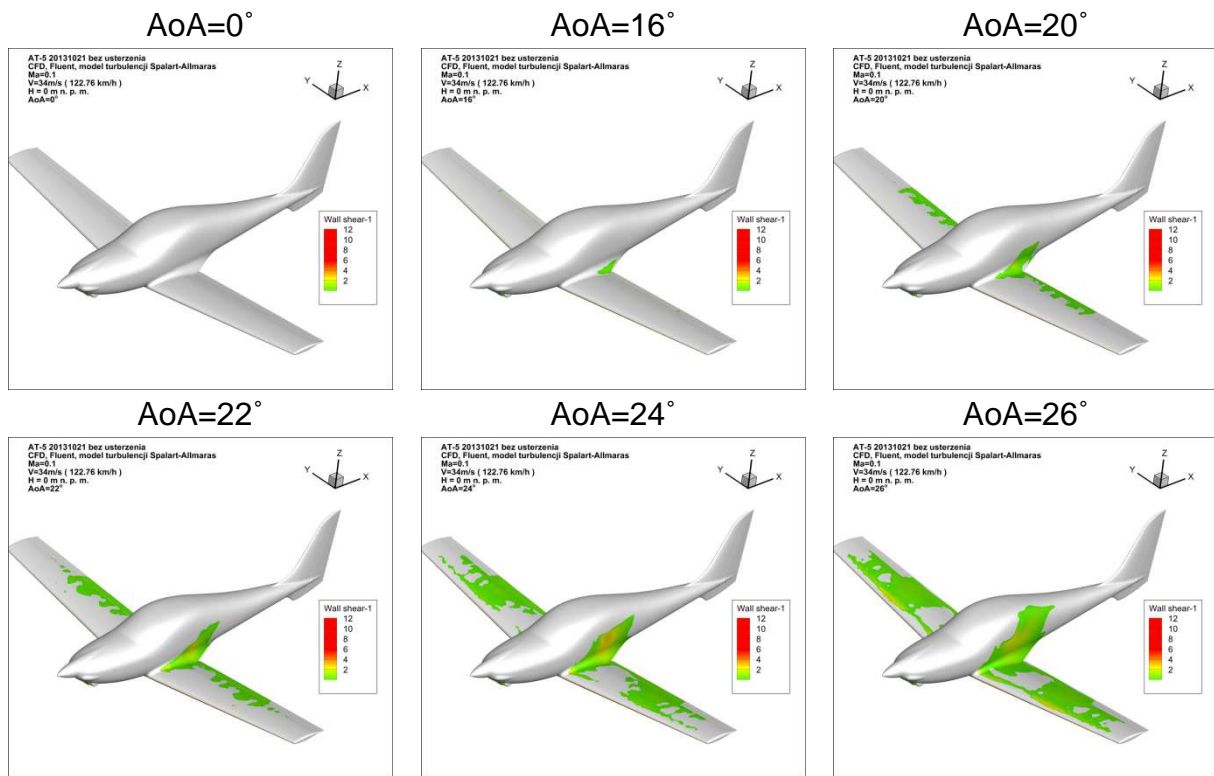
Rys. 1.37 Porównanie doskonałości aerodynamicznej w obu badanych przypadkach.

Analiza jakościowa nie wykazuje znacznych różnic w tendencjach zmian ciśnienia w funkcji kąta natarcia (rys. 1.38) jak i zmian dotyczących obszarów oderwań (rys. 1.39).

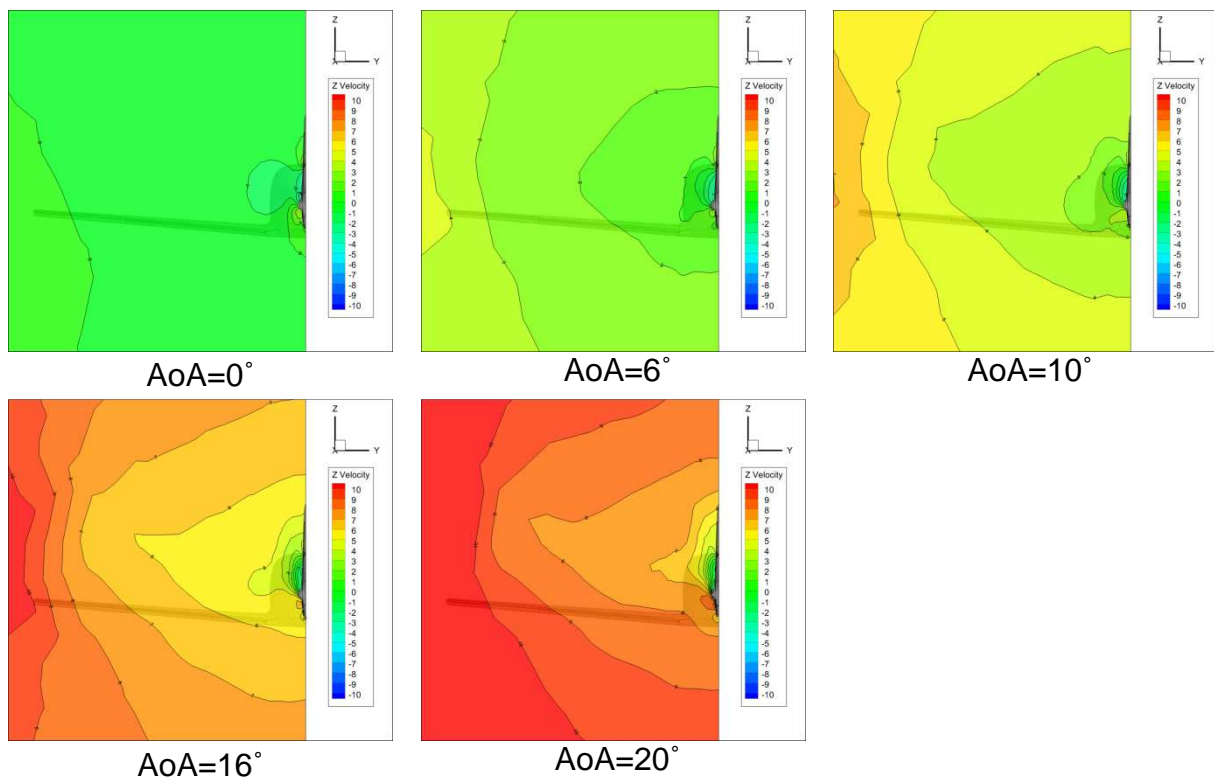


Rys. 1.38 Przebieg zmian pola ciśnienia na kadłubie w funkcji kąta natarcia.

Na rysunku nr 1.40 przedstawiono zmiany składowej pionowej prędkości powietrza w układzie lokalnym, (związany z samolotem) w płaszczyźnie $\frac{1}{4}$ średniej cięciwy aerodynamicznej usterzenia poziomego. Można na ich podstawie wysnuć wnioski o wpływie zaskrzydłowego odchylenia strug na skuteczność usterzenia poziomego. Wynik może posłużyć do doboru optymalnego położenia usterzenia poziomego.



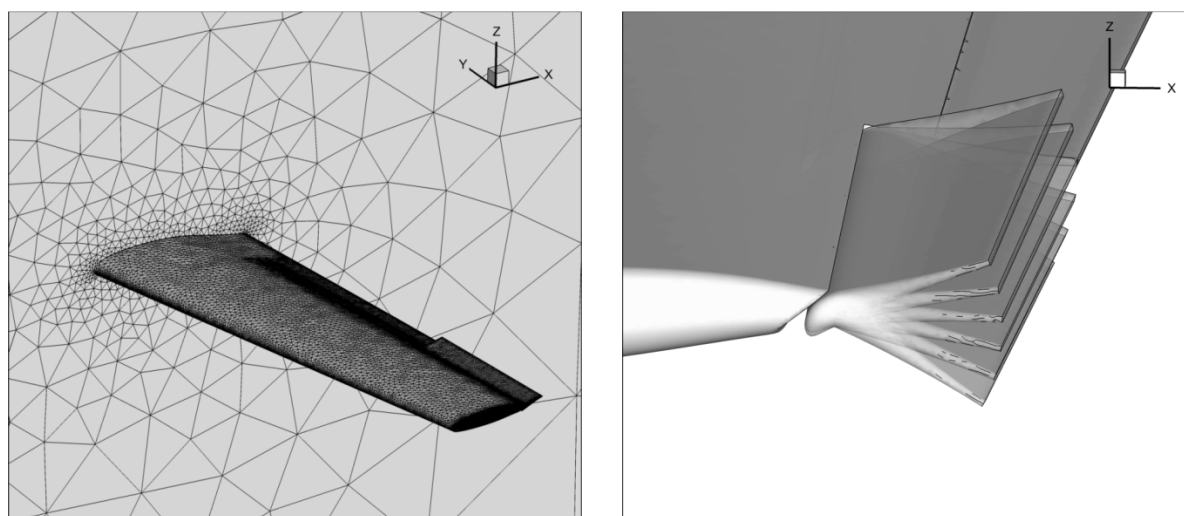
Rys. 1.39 Przebieg zmian obszarów oderwania na powierzchni kadłuba w funkcji kąta natarcia.



Rys. 1.40 Zmiana pola prędkości w płaszczyźnie ¼ średniej cięciwy aerodynamicznej usterzenia poziomego.

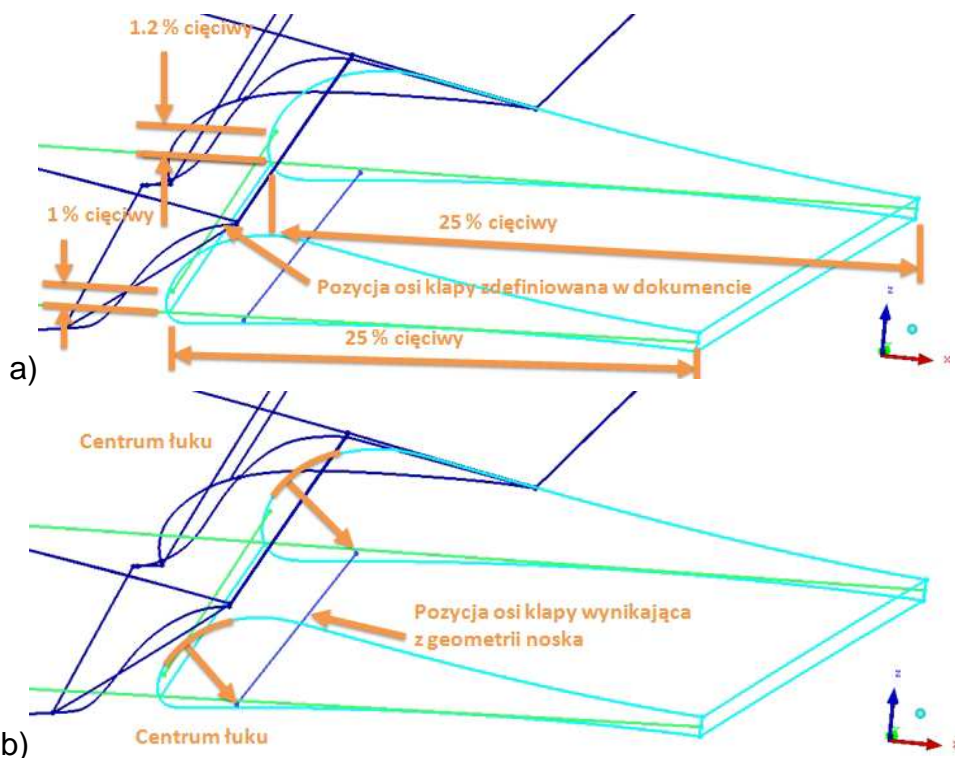
1.13 Analiza lotki samolotu AT-5.

W trakcie wyznaczania charakterystyk aerodynamicznych lotki samolotu AT-5 przyjęto podobne założenia, które wcześniej zastosowano w trakcie analizy opływu symetrycznego całego samolotu. Badana geometria składała się wyłącznie z płata głównego wyposażonego w klapę i lotkę. Obszar płata wydłużono do płaszczyzny symetrii. Zachowano przyjętą w mechanice lotu zasadę, iż jako obiekt odniesienia przyjmuje się płat z częścią wewnątrz kadłuba, co ma odwzorowywać siłę nośną powstającą w wyniku opływu kadłuba. Na rysunku nr 1.41 przedstawiono rozkład gęstości siatki obliczeniowej oraz zakres analizowanych wychyleń lotki.

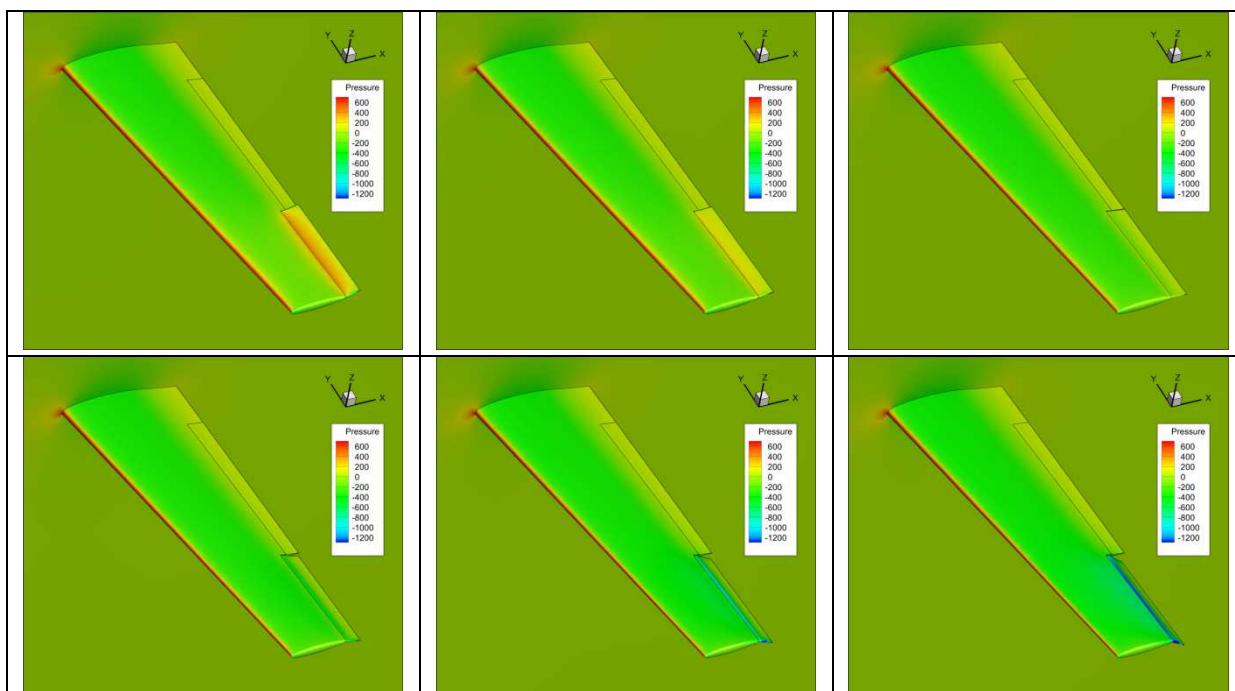


Rys. 1.41 Siatka obliczeniowa oraz zakres analizowanych wychyleń.

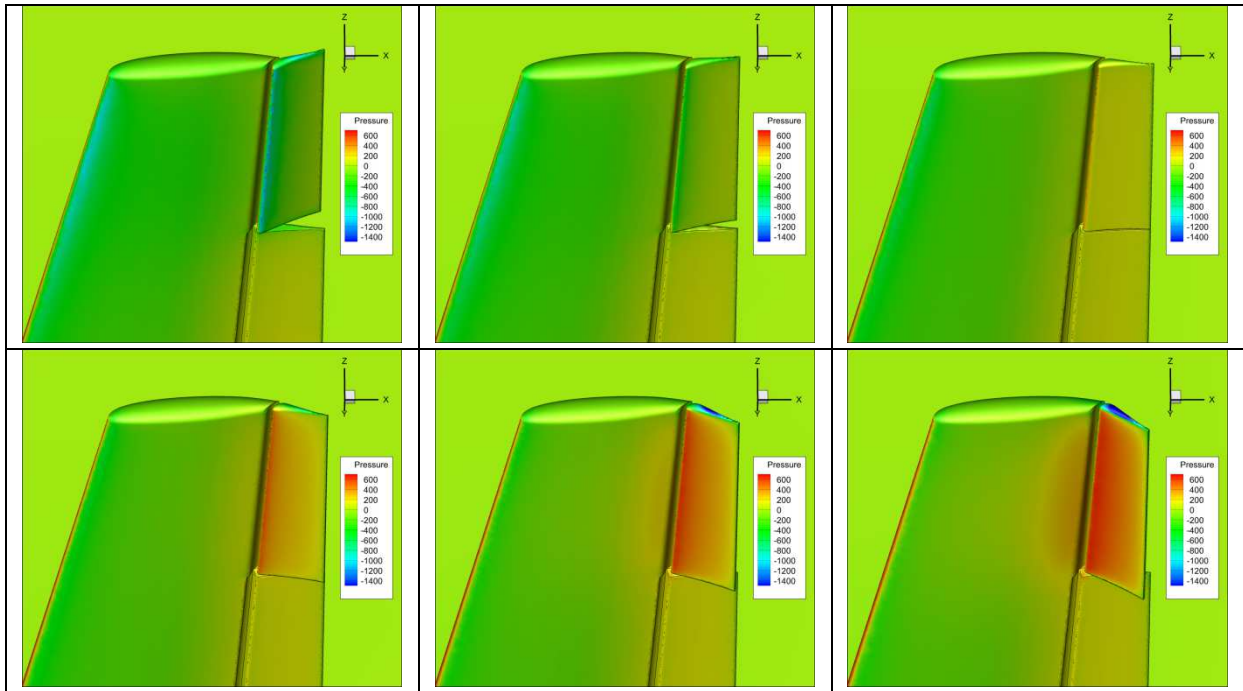
Oś lotki została przyjęta w innym miejscu niż wynika to z dostarczonej dokumentacji. Powodem jest fakt odwzorowania pełnej geometrii przepływu. Gdyby przyjąć pozycję osi taką jaka jest podana w dokumentacji, szczelina lotki zaciskałaby się przy wychylaniu do góry kolidując z płatem. Z kolei przy wychyleniu do dołu kształt szczeliny przyjmowałby formę dyszy rozbieżnej, co jest sprzeczne z zasadą działania kłapy szczelinowej (lotki w tym przypadku). Stąd oś obrotu została przyjęta jako prosta łącząca centra łuków opisujących kształt górnej powierzchni noska lotki (rys. 1.42 b). Kształt szczeliny pozostaje niezmienny przy wychyleniu w dół, natomiast przy wychyleniu w górę zaciska się nie powodując kolizji.



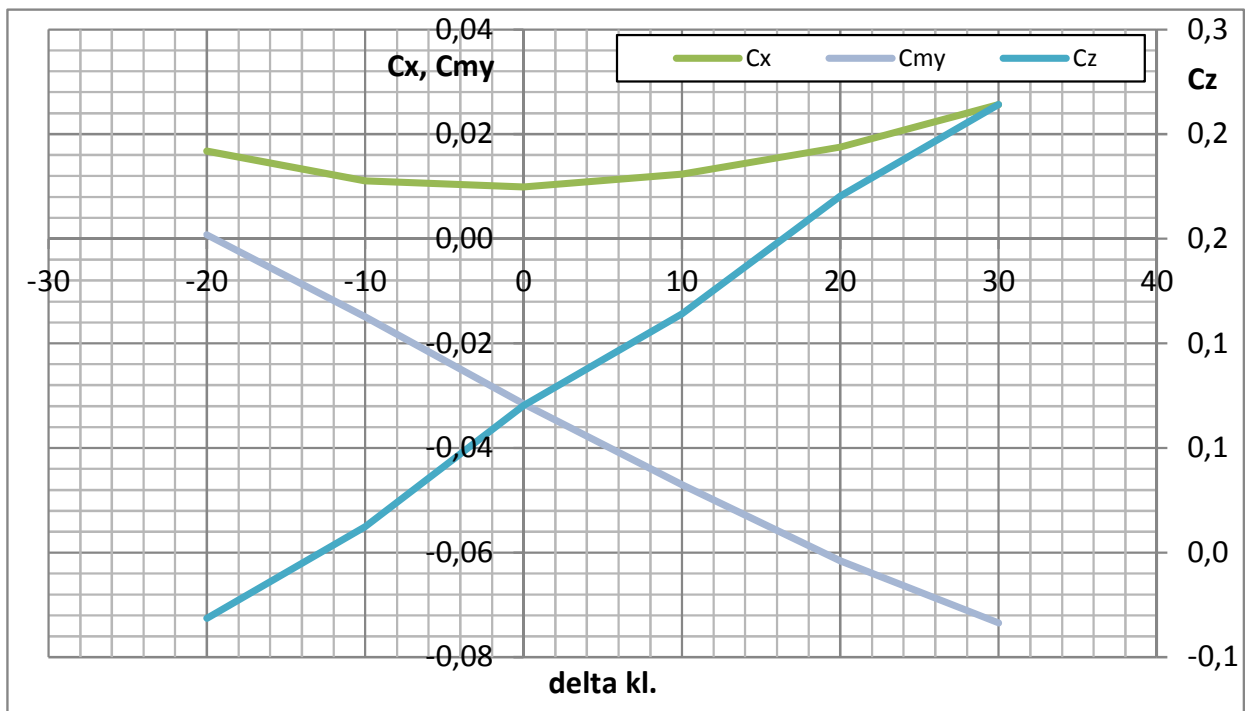
Rys. 1.42 Pozycja osi lotki a) przyjęta w dokumentacji, b) przyjęta w obliczeniach.



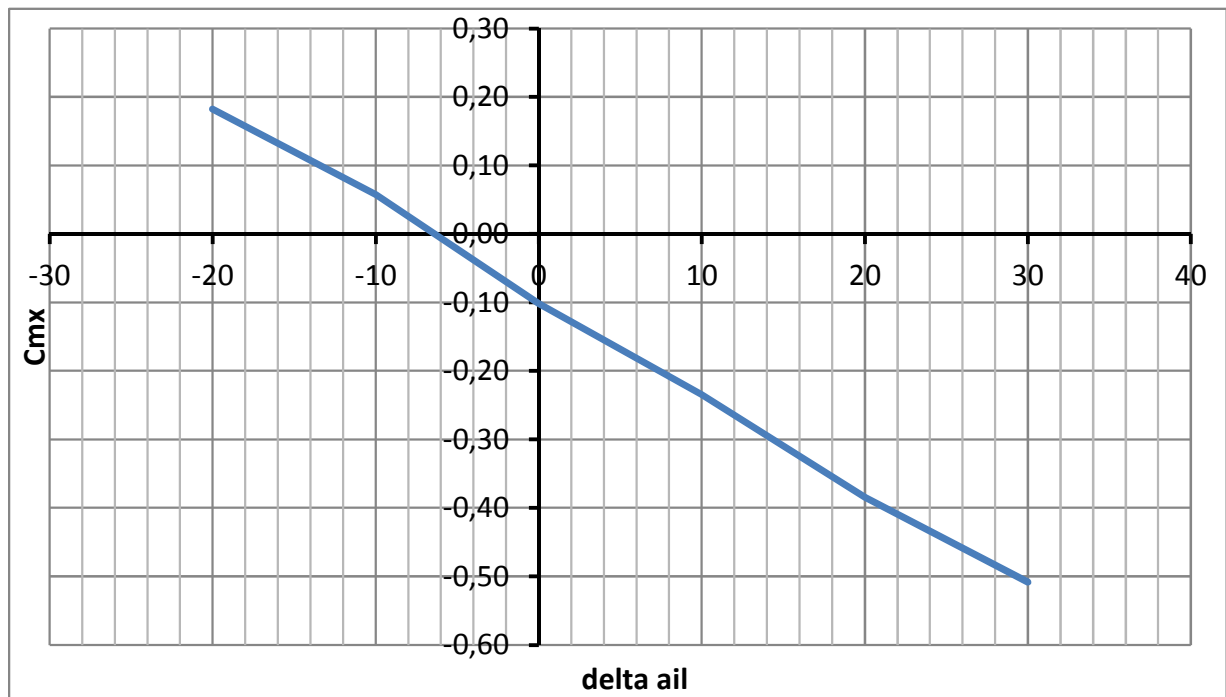
Rys. 1.43 Rozkład ciśnień na górnej powierzchni płata przy różnych wychyleniach lotki.



Rys. 1.44 Rozkład ciśnień na dolnej powierzchni płata przy różnych wychyleniach lotki.



Rys. 1.45 Współczynniki siły nośnej, oporu i momentu pochylającego odniesione do powierzchni i ciężki płata oraz punktu 1/4 SCA samolotu.



Rys. 1.46 Współczynnik momentu przechylającego lotki odniesiony do powierzchni i ciężki płata.

Jako że lotka ma powodować moment przechylający, powyższe wyniki analiz dotyczą **tylko jednego skrzydła**. Jako dodatnie przyjęto **wychylenie lotki w dół**. Na ich podstawie wyznaczono odpowiednio:

- Pochodną aerodynamiczną wzrostu siły nośnej od wychylenia jednej lotki

$$A_2 = dC_{z_{ail}}/d\delta = 0.286 \text{ [1/rad]}$$

- Pochodną aerodynamiczną wzrostu momentu przechylającego od wychylenia jednej lotki

$$dC_{m_x}/d\delta = -0.804 \text{ [1/rad]}$$

Lotka ma cechy lotki typu „frieze”, nie powoduje znaczących różnic oporu przy wychylaniu w górę i w dół.

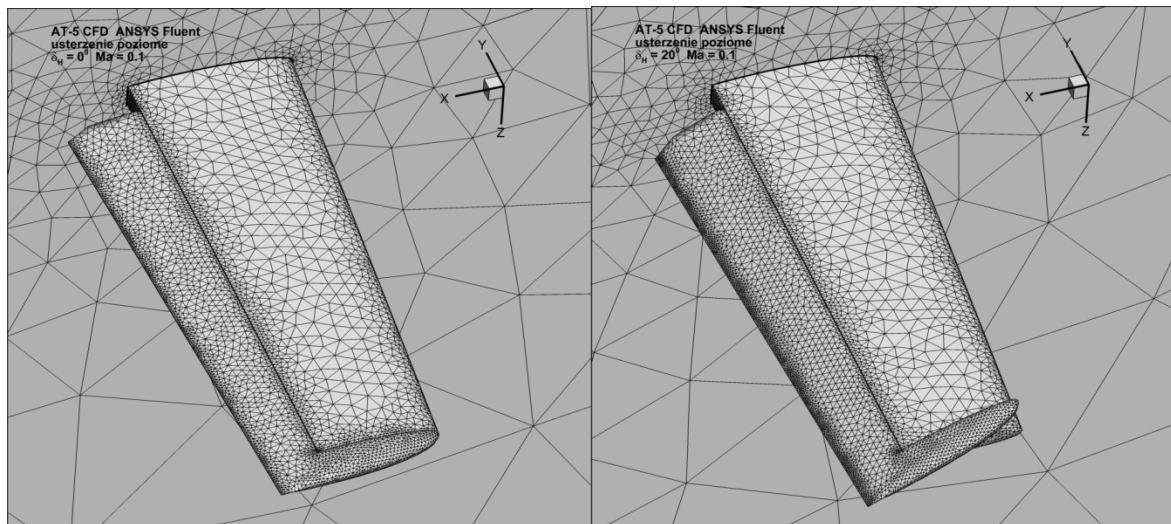
1.14 Analiza wydzielonego usterzenia poziomego samolotu AT-5.

W celu wyznaczenia charakterystyk aerodynamicznych usterzenia poziomego samolotu AT-5 przyjęto podobne założenia jakie zastosowano w trakcie analizy symetrycznego opływu całego samolotu. Analizowana geometria usterzenia poziomego składała się ze statecznika i steru wysokości. Obszar powierzchni nośnej wydłużono do płaszczyzny symetrii. Zachowano przyjętą w mechanice lotu zasadę, że jako obiekt odniesienia przyjmuje się usterzenie z jego częścią stanowiącą

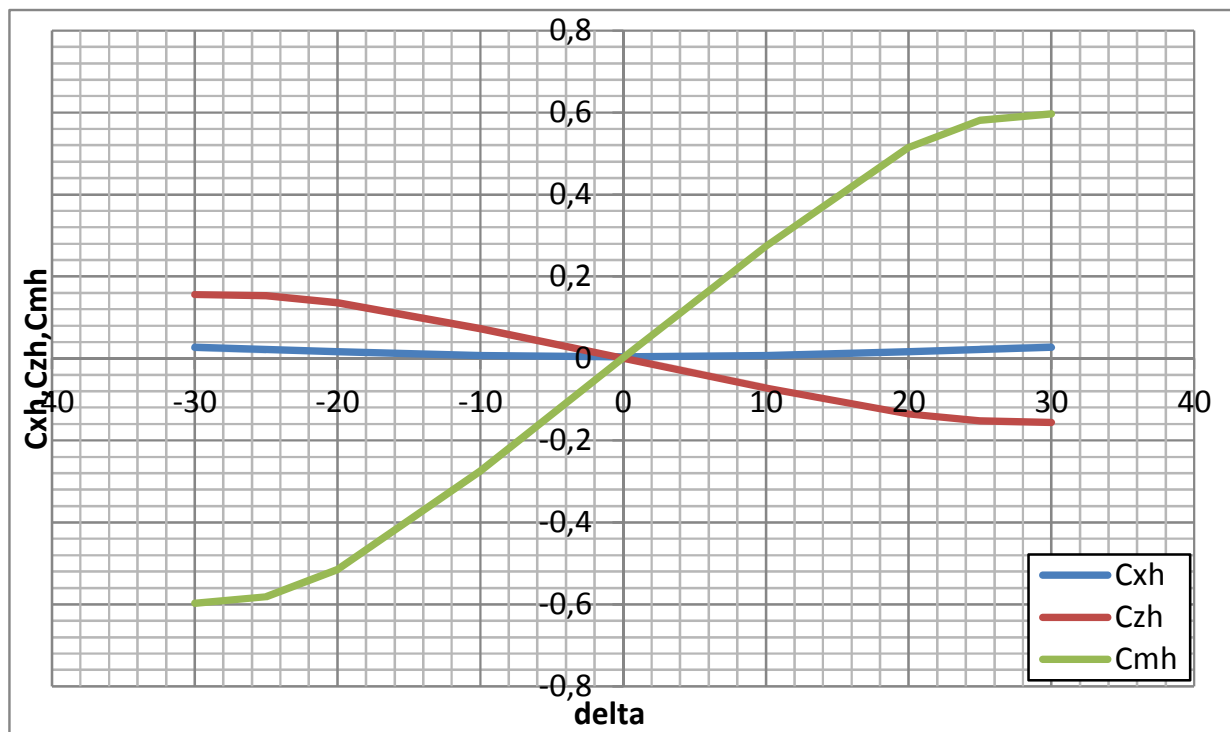
teoretyczne przedłużenie wewnątrz kadłuba. Wyniki przedstawiono w następujący sposób:

- odniesione do powierzchni i cięciwy **płat** oraz punktu rzutu $\frac{1}{4}$ SCA na płaszczyznę symetrii (1.0360 0.0 -0.3448) ;
- odniesione do powierzchni i cięciwy **usterzenia** oraz punktu rzutu $\frac{1}{4}$ SCAh na płaszczyznę symetrii (5.2 0.0 0.32).

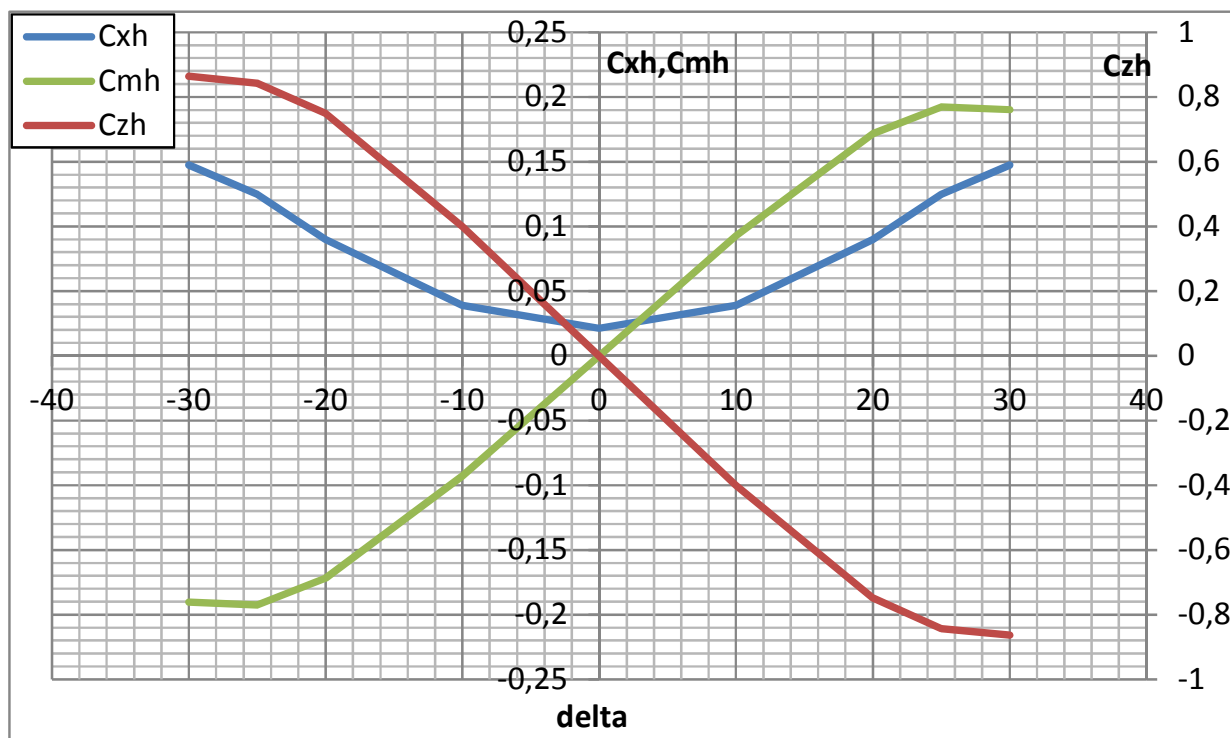
Na rysunku nr 1.47 przedstawiono rozkład gęstości siatki obliczeniowej.



Rys. 1.47 Siatka obliczeniowa do analiz wydzielonego usterzenia.



Rys. 1.48 Charakterystyki aerodynamiczne usterzenia wysokości w funkcji wychylenia steru odniesione do powierzchni płat i punktu 1/4 SCA samolotu.



Rys. 1.49 Charakterystyki aerodynamiczne usterzenia wysokości w funkcji wychylenia steru odniesione do powierzchni i ciężki usterzenia oraz punktu 1/4 SCA usterzenia.

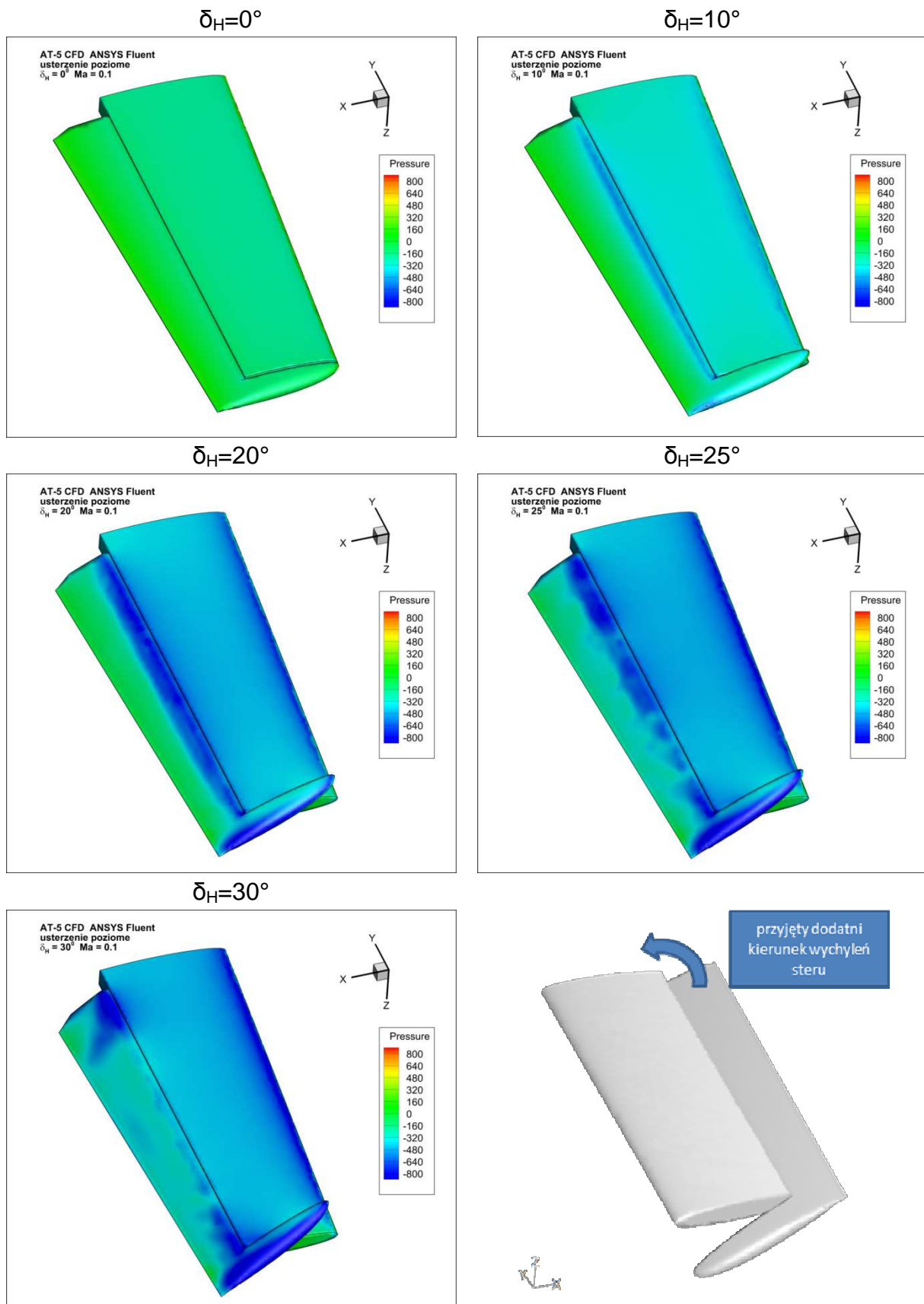
Z uwagi na fakt, że usterzenie jest symetryczne, obliczono tylko wychylenia w jedną stronę. Jako dodatnie przyjęto **wychylenie w górę** (ściągnięcie drążka na siebie).

- Pochodna aerodynamiczna wzrostu siły nośnej od wychylenia steru wysokości wynosi:

$$A_h = dC_{zh}/d\delta = -0.3884 \text{ [1/rad]}$$

- Pochodna aerodynamiczna wzrostu momentu przechylającego wychylenia steru wysokości wynosi:

$$dC_{mh}/d\delta = 1.474 \text{ [1/rad]}$$



Rys. 1.50 Zmiany pola ciśnienia na usterzeniu poziomym w funkcji wychyleń steru wysokości. Kąt natarcia pozostaje bez zmian – $AoA = 0^\circ$.

Rozdział 2. Pochodne aerodynamiczne oraz dane masowe i geometryczne samolotu AT-5.

W niniejszym punkcie określono dane masowe i geometryczne oraz wyznaczono pochodne aerodynamiczne samolotu AT-5. W późniejszym etapie pracy dane te wykorzystano przy numerycznej analizie stateczności, sterowności i równowagi samolotu, która została przeprowadzona przy pomocy programu obliczeniowego STB-0880. W celu obliczenia niezbędnych pochodnych wykorzystano charakterystyki aerodynamiczne, które zostały wyznaczone w poprzednim punkcie niniejszego opracowania przy użyciu programu ANSYS Fluent. Natomiast z zależności analitycznych wyznaczono dane oraz pochodne aerodynamiczne, których nie dało się bezpośrednio określić z posiadanych charakterystyk aerodynamicznych. Poniżej został zaprezentowany sposób, w jaki wyznaczano konkretne wartości pochodnych. Kolejność przedstawionych danych jest zgodna z kolejnością, w jakiej zostały one wprowadzone do programu obliczeniowego STB. Poszczególne rekordy oraz numeracja poszczególnych danych w rekordzie są zgodne z instrukcją programu STB-0880.

Rekord 5

1) Kąt zerowej siły nośnej samolotu.

$$\alpha_0 = -1.32 \text{ [deg]}$$

2) Pochodna współczynnika siły nośnej względem kąta natarcia dla całego samolotu.

$$\frac{dC_z}{d\alpha} = 0.094 \text{ [1/deg]}$$

3) Maksymalna wartość współczynnika siły nośnej.

$$C_{z\max} = 1.77$$

4) Pochodna odchylenia strug za płatem względem kąta natarcia w okolicy $\frac{1}{4}$ cięciwy geometrycznej usterzenia poziomego [3].

$$\frac{\partial \varepsilon_H}{\partial \alpha} = \frac{2 \cdot \frac{\partial C_z}{\partial \alpha}}{\pi \cdot \Lambda} \quad (2.1)$$

$$\Lambda = \frac{b^2}{S} \quad (2.2)$$

gdzie:

Λ - wydłużenie skrzydła;
 $b = 9 \text{ m}$ – rozpiętość skrzydeł;
 $S = 10.17 \text{ m}^2$ – powierzchnia nośna;

Podstawiając powyższe wartości do poszczególnych wzorów otrzymano:

$$\Lambda = 7.96$$

$$\frac{\partial \varepsilon_H}{\partial \alpha} = 0.432$$

5) Pochodna kąta odchylenia strug na usterzeniu pionowym w kierunku bocznym względem kąta ślizgu [3].

$$\frac{\partial \varepsilon_V}{\partial \beta} = 0.4 \left(\frac{h_g}{h_k} - 0.4 \right) \quad (2.3)$$

gdzie:

$h_g = 1.023 \text{ m}$ - odległość górnego punktu kadłuba od cięciwy przykadłubowej skrzydła,
 $h_k = 1.129 \text{ m}$ - wysokość kadłuba.

Podstawiając wartości liczbowe do zależności (2.3) otrzymano:

$$\frac{\partial \varepsilon_V}{\partial \beta} = 0.2$$

6) Strata prędkości w obszarze usterzenia poziomego [4].

$$k_H = \left(\frac{V_H}{V} \right)^2 \quad (2.4)$$

Ponieważ dla usterzeń umieszczonych na kadłubie współczynnik $k_H = 0,85 \div 0,93$ [4], dlatego też dla samolotu AT-5 przyjęto:

$$k_H = 0.9$$

7) Pochodna współczynnika siły nośnej usterzenia poziomego względem kąta natarcia.

$$\frac{\partial C_{ZH}}{\partial \alpha} = 0.044 \text{ [1/deg]}$$

- 8) Pochodna współczynnika siły nośnej usterzenia poziomego względem kąta wychylenia steru.

$$\frac{\partial C_{ZH}}{\partial \delta_H} = 0.04 \text{ [1/deg]}$$

Rekord 6

- 1) Pochodna współczynnika siły bocznej usterzenia kierunku względem kąta ślizgu β .

$$\frac{\partial C_{yv}}{\partial \beta} = -0,031 \text{ [1/deg]}$$

- 2) Pochodna współczynnika siły bocznej usterzenia kierunku względem kąta wychylenia steru kierunku:

$$\frac{\partial C_{yv}}{\partial \delta_v} = -0,008 \text{ [1/deg]}$$

- 3) Pochodna współczynnika momentu przechylającego samolotu względem kąta wychylenia lotek [3].

$$\frac{\partial C_l}{\partial \delta_l} = -0.014 \text{ [1/deg]}$$

- 4) Kąt odchylenia strug za płatem w okolicy $\frac{1}{4}$ średniej cięciwy geometrycznej usterzenia poziomego przy zerowej sile nośnej skrzydła [5].

W zależności od kształtu tylnej części kadłuba oraz usytuowania na niej usterzenia kąt $\varepsilon_0 \approx 0,5 \div 1,5$ deg. Mniejsze wartości ε_0 przyjmuje się dla usterzeń poziomych wyniesionych wyżej. Mając to na uwadze dla samolotu AT-5 przyjęto wartość:

$$\varepsilon_0 = 1 \text{ [deg]}$$

Powyższą wartość kąta odchylenia strug potwierdzono w trakcie aerodynamicznych analiz numerycznych wykonanych przy użyciu oprogramowania ANSYS Fluent.

- 5) Pochodna współczynnika momentu zawiasowego steru wysokości względem kąta natarcia usterzenia poziomego.

$$\frac{\partial C_{MZ}}{\partial \alpha} = -0.001 \text{ [1/deg]}$$

- 6) Pochodna współczynnika momentu zawiasowego steru wysokości względem kąta wychylenia steru.

$$\frac{\partial C_{MZ}}{\partial \delta_H} = -0.001 \text{ [1/deg]}$$

- 7) Pochodna współczynnika momentu zawiasowego steru kierunku względem kąta ślizgu [3].

$$\frac{\partial C_{mzv}}{\partial \beta} = - \left(0.0108 - 0.032 \frac{S_{ko}}{S_{stv}} \right) \frac{S_{stv}}{S_v} \quad (2.5)$$

gdzie:

$S_v = 14.22 \text{ m}^2$ - powierzchnia usterzenia pionowego;

$S_{stv} = 1.42 \text{ m}^2$ - powierzchnia steru kierunku;

$S_{ko} = 0$ - powierzchnia kompensacji osiowej.

Podstawiając dane liczbowe do zależności (2.5) otrzymano:

$$\frac{\partial C_{mzv}}{\partial \beta} = -0.00108 \text{ [1/deg]}$$

- 8) Pochodna współczynnika momentu zawiasowego steru kierunku względem kąta wychylenia steru.

$$\frac{\partial C_{mzv}}{\partial \delta_v} = -0.004 \text{ [1/deg]}$$

Rekord 7

- 1) Pochodna współczynnika momentu pochylającego dla samolotu bez usterzenia poziomego względem współczynnika siły nośnej.

$$\frac{\partial C_{mbH}}{\partial C_{zbH}} = 0.059$$

- 2) Wartość współczynnika momentu pochylającego dla samolotu bez usterzenia poziomego obliczona względem $\frac{1}{4}$ SCA przy $C_z = 0$.

$$C_{mbH}(C_z = 0) = -0.09$$

- 3) Moduł tangensa kąta nachylenia charakterystyki $C_z = f(\alpha)$ na nadkrytycznych kątach natarcia.

$$|\operatorname{tg} 25^\circ| = 0.066 [1/\text{deg}]$$

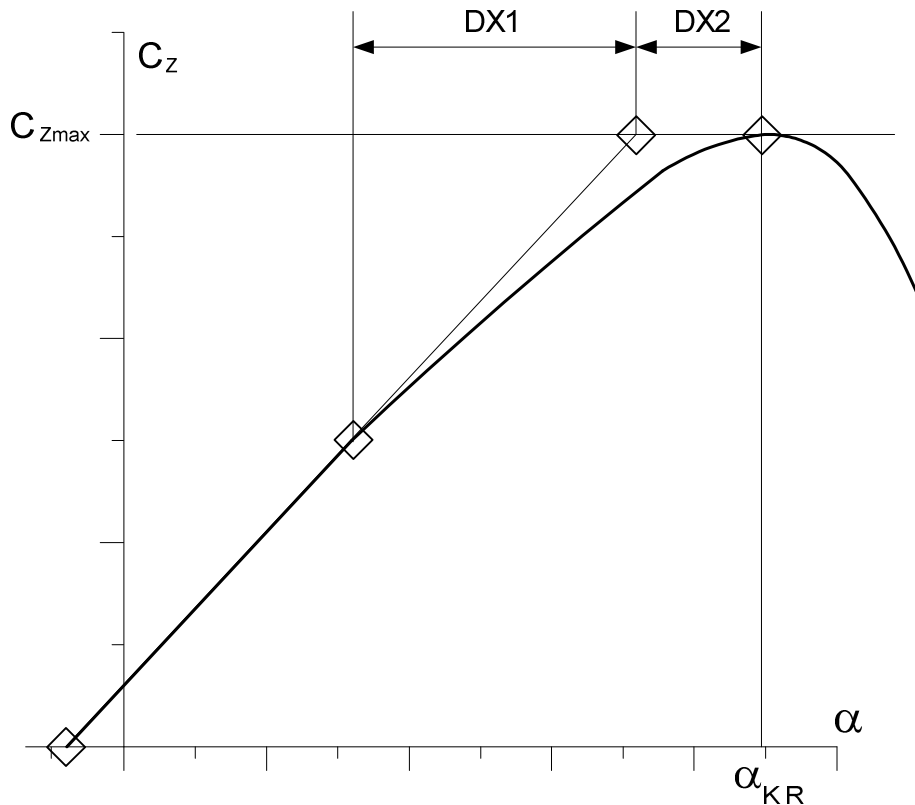
- 4) Krytyczna wartość współczynnika siły nośnej na ujemnych kątach natarcia.

$$C_{zkr} = -1.184$$

- 5) Długość DX1 przedziału kąta natarcia od punktu będącego końcem prostoliniowego przebiegu krzywej $C_z = f(\alpha)$ do punktu przecięcia prostych

$$C_{z\max} \text{ oraz } C_z = \frac{\partial C_z}{\partial \alpha} (\alpha - \alpha_0).$$

Sposób wyznaczenia przedziału kąta natarcia został przedstawiony na rys.2.1.



Rys. 2.1 Schemat wyznaczenia wartości DX1 oraz DX2 na potrzeby programu obliczeniowego STB-0880.

Dla samolotu AT-5 wartość DX1 = 6 deg.

- 6) Długość DX2 przedziału kąta natarcia od punktu przecięcia prostych $C_{z_{max}}$ oraz $C_z = \frac{\partial C_z}{\partial \alpha}(\alpha - \alpha_0)$ do punktu odpowiadającemu α_{kr} (rys.2.1).

Dla samolotu AT-5 wartość DX2 = 4 deg.

- 7) Współczynnik A_{cx} funkcji analitycznej opisującej biegunową samolotu bez usterzenia zgodnie z równaniem nr 2.6.

$$C_x = A_{cx} \cdot C_z^2 + B_{cx} \cdot C_z + C_{cx} \quad (2.6)$$

$$A_{cx} = 0.1101$$

- 8) Współczynnik B_{cx} funkcji analitycznej opisującej biegunową samolotu bez usterzenia.

$$B_{cx} = -0.027$$

Rekord 8

- 1) Współczynnik C_{cx} równania (2.6).

$$C_{cx} = 0.0313$$

- 2) Pochodna współczynnika siły nośnej klapki dociążająco – wyważającej na sterze wysokości względem kąta wychylenia klapki.

$$\frac{\partial C_{LH}}{\partial \delta_T} = 0.1 \text{ [1/deg]}$$

- 3) Pochodna współczynnika momentu pochylającego usterzenia wysokości, obliczonego względem środka aerodynamicznego usterzenia, względem kąta wychylenia klapki dociążającej.

$$\frac{\partial C_{MH}}{\partial \delta_T} = 0.1 \text{ [1/deg]}$$

- 4) Pochodna współczynnika momentu zawiasowego steru wysokości względem kąta wychylenia klapki.

$$\frac{\partial C_{MHINGE}}{\partial \delta_T} = 0.001 \text{ [1/deg]}$$

- 5) Gradient współczynnika siły nośnej na płacie względem wychylenia klapy skrzydłowej.

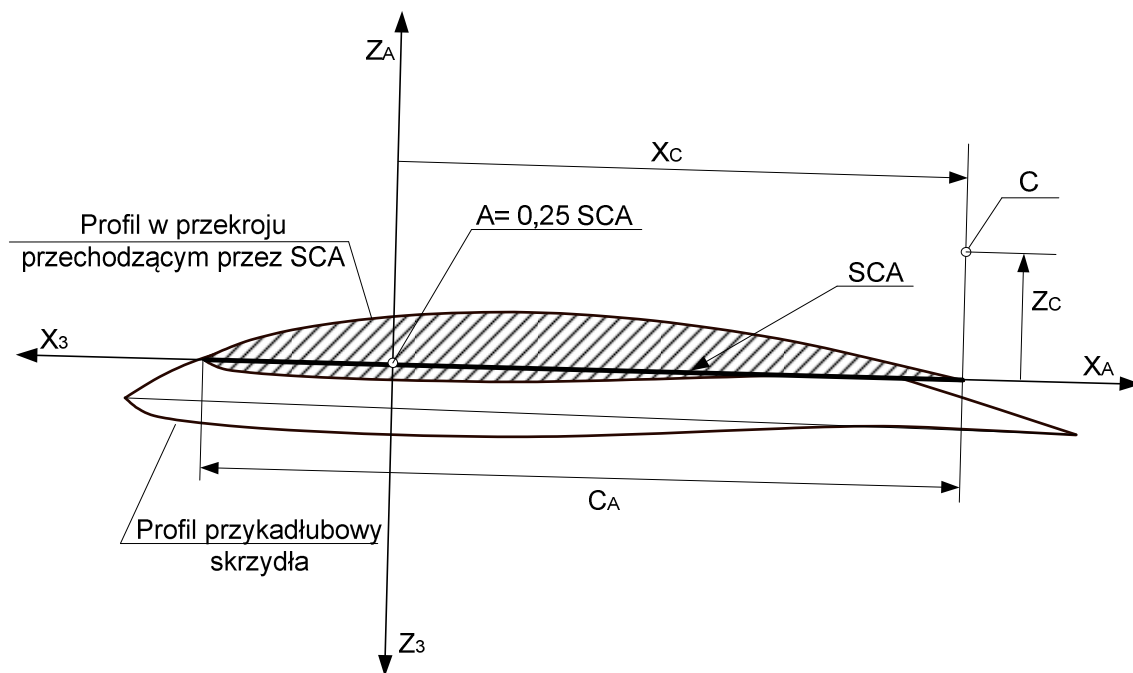
$$D_{CZDK} = 0.023 \text{ [1/deg]}$$

- 6) Gradient współczynnika momentu pochylającego na płacie względem wychylenia klapy skrzydłowej.

$$D_{CMDK} = -0.004 \text{ [1/deg]}$$

Rekord 9

- 1,2) Współrzędne $MTAX3$, $MTAZ3$ wektora momentu sił ciągu samolotu względem osi Ax_3, y_3, z_3 (rys.2.2).



Rys. 2.2 Układ współrzędnych przyjęty do analizy stateczności, sterowności i równowagi samolotu AT-5.

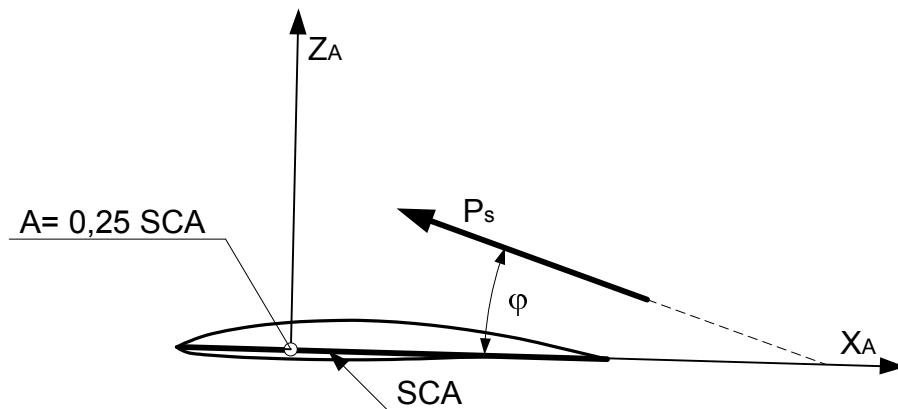
W przypadku lotu symetrycznego z ciągiem symetrycznym względem płaszczyzny OXZ samolotu współrzędne wektora momentu sił ciągu przyjmują wartości:

$$MTAX3 = 0 \text{ [N]}$$

$$MTAZ3 = 0 \text{ [N]}$$

- 3) Kąt φ ciągu silnika względem średniej cięciwy aerodynamicznej (SCA).

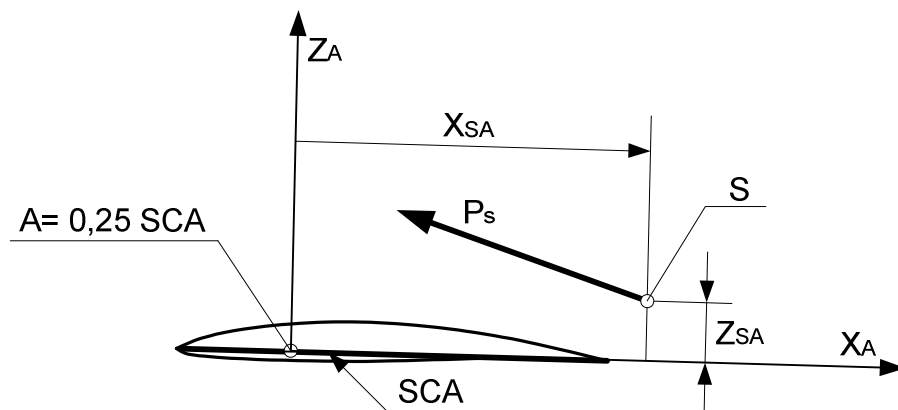
Wartość kąta jest dodatnia, gdy oś ciągu odchyła się w kierunku grzbietu samolotu względem SCA. Schemat wyznaczenia wartości kąta został przedstawiony na rysunku 2.3.



Rys.2.3 Kąt ciągu silnika względem średniej cięciwy aerodynamicznej skrzydła.

$$\varphi = 1 \text{ [deg]}$$

4,5) Współrzędne dowolnego punktu na osi ciągu silnika w układzie $Ax_Ay_Az_A$ (rys. 2.4):



Rys. 2.4. Współrzędne punktu na osi ciągu silnika w układzie $Ax_Ay_Az_A$.

$$X_{SA} = 0 \text{ [m]}$$

$$Z_{SA} = 0.327 \text{ [m]}$$

6) Powierzchnia płata nośnego:

$$S = 10.17 \text{ [m}^2\text{]}$$

7) Wydłużenie geometryczne skrzydła:

$$\lambda = \frac{l^2}{S} = 7,96$$

gdzie:

$l = 9$ m - rozpiętość skrzydła;

$S = 10.17$ m² - powierzchnia skrzydła.

8) Rozpiętość skrzydeł:

$$B = 9 \text{ [m]}$$

Rekord 10

1) Wznios płata samolotu AT-5.

$$\nu = 4.5 \text{ [deg]}$$

2) Skos $\frac{1}{4}$ cięciw płata.

$$\chi = 5.24 \text{ [deg]}$$

3) Średnia cięciwa aerodynamiczna płata.

$$C_A = 1.154 \text{ [m]}$$

4) Masa samolotu.

$$m = 780 \text{ [kg]}$$

5, 6, 7) Współrzędne środka masy samolotu w układzie $Ax_K y_K z_K$ podane w procentach średniej cięciwy aerodynamicznej (rys. 2.2). Środek układu współrzędnych $Ax_K y_K z_K$ znajduje się w punkcie, który powstał z rzutowania punktu na krawędzi natarcia średniej cięciwy aerodynamicznej płata (SCA) na płaszczyznę symetrii samolotu OXZ. Oś x_K znajduje się w płaszczyźnie symetrii samolotu OXZ i jest skierowana w stronę tyłu kadłuba. Oś y_K jest prostopadła do osi x_K i jest skierowana w kierunku prawego skrzydła. Oś z_K dopełnia prawoskrętny układ współrzędnych i w związku z tym skierowana jest do góry.

$$X_C = 27.25 \text{ [%SCA]}$$

$$Y_C = 0$$

$$Z_C = 15.8 \text{ [%SCA]}$$

- 8) Współrzędna x_{AH} punktu A_H będącego $\frac{1}{4}$ średniej cięciwy geometrycznej usterzenia wysokości w układzie $Ax_Ay_Az_A$.

$$x_{AH} = 4.163 \text{ [m]}$$

Rekord 11

- 1) Współrzędna z_{AH} punktu A_H będącego $\frac{1}{4}$ średniej cięciwy geometrycznej usterzenia wysokości w układzie $Ax_Ay_Az_A$.

$$z_{AH} = 0.645 \text{ [m]}$$

- 2) Powierzchnia usterzenia wysokości.

$$S_H = 1.92 \text{ [m}^2\text{]}$$

- 3) Kąt zaklinowania średniej cięciwy geometrycznej usterzenia wysokości względem SCA. Kąt przyjmuje wartość dodatnią, gdy zwiększa kąt natarcia na usterzeniu wysokości.

$$\alpha_{AH} = -1 \text{ [deg]}$$

- 4, 5) Współrzędne punktu A_V , który jest środkiem parcia usterzenia pionowego, względem układu $Ax_Ay_Az_A$.

$$x_{AV} = 4.365 \text{ [m]}$$

$$z_{AV} = 0.96 \text{ [m]}$$

- 6) Efektywna powierzchnia S_{VE} usterzenia kierunku.

$$S_{VE} = 1.552 \text{ [m}^2\text{]}$$

- 7) Wysokość H_{OCF} środka elipsy przekroju równoważnego kadłuba nad punktem A_p . Punkt A_p otrzymano z przecięcia cięciwy przykadłubowej C_R skrzydła z przekrojem równoważnym. Punkt A_p leży na $\frac{1}{4}$ długości cięciwy przykadłubowej skrzydła. Należy dodać, że jeżeli środek elipsy znajduje się ponad cięciwą C_R to wartość H_{OCF} jest dodatnia.

$$H_{OCF} = 0.451 \text{ [m]}$$

8) Maksymalna szerokość kadłuba w przekroju przechodzącym przez punkt A_p .

$$W_{CF} = 1.199 \text{ [m]}$$

Rekord 12

1) Pole przekroju kadłuba płaszczyzną prostopadłą do jego osi podłużnej i przechodzącą przez punkt A_p .

$$S_{CF} = 1.223 \text{ [m}^2\text{]}$$

2) Długość kadłuba D_{XF} .

$$D_{XF} = 7.518 \text{ [m]}$$

3) Pole maksymalnego przekroju kadłuba płaszczyzną prostopadłą do osi kadłuba.

$$S_{FM} = 1.223 \text{ [m}^2\text{]}$$

4) Długość kadłuba od jego noska do punktu A, leżącego w $\frac{1}{4}$ długości średniej cięciwy aerodynamicznej skrzydła, w układzie $Ax_A y_A z_A$.

$$D_{XFN} = 2.631 \text{ [m]}$$

5) Powierzchnia S_{FY} rzutu kadłuba na płaszczyznę prostopadłą do osi Ay_A .

$$S_{FY} = 5.014 \text{ [m}^2\text{]}$$

6) Powierzchnia S_{FYN} rzutu kadłuba na płaszczyznę prostopadłą do osi Ay_A ograniczona obrysem kadłuba począwszy od jego noska do osi Az_A .

$$S_{FYN} = 1.893 \text{ [m}^2\text{]}$$

7) Maksymalna wysokość H_{FZ} kadłuba.

$$H_{FZ} = 1.159 \text{ [m]}$$

8) Współczynnik F_{CNVB} interferencji kadłub-skrzydło.

$$F_{CNVB} = k_1 k_2 \quad (2.7)$$

gdzie:

k_1 - współczynnik, który zależy od przekroju kadłuba płaszczyzną prostopadłą do jego osi podłużnej i konfiguracji skrzydło-kadłub.

k_2 - współczynnik uzależniony od położenia silnika samolotu [6].

Wartość współczynnika interferencji kadłub-skrzydło dla układu dolnopłata powinna być zwiększona o ok. 20% w porównaniu do układu górnopłata. Współczynnik $k_2=1$ jeżeli silniki zabudowane są w kadłubie [6]. Dla przekroi poprzecznych kadłuba innych niż kołowe wartość współczynnika należy zmniejszyć o 10% dla przekroi eliptycznych oraz o 25% dla przekroi prostokątnych. Ostatecznie uwzględniając powyższe dane otrzymano:

$$F_{CNVB} = 1.1$$

Rekord 13

1) Pochodna współczynnika siły nośnej kadłuba względem kąta natarcia. W wyniku analizy aerodynamicznej kadłuba samolotu AT-5 w programie Fluent otrzymano:

$$\frac{\partial C_{ZK}}{\partial \alpha} = 0.21 \text{ [1/rad]}$$

2) Powierzchnia odniesienia kadłuba S_{F23} [7]:

$$S_{F23} = V^{\frac{2}{3}} \quad (2.8)$$

gdzie:

$V = 3.96 \text{ m}^3$ - objętość kadłuba.

Podstawiając wartość objętości do równania (2.8) otrzymano:

$$S_{F23} = 2.5 \text{ [m}^2\text{]}$$

3) Rozpiętość usterzenia kierunku.

$$B_V = 1.865 \text{ [m]}$$

4) Średnica kadłuba w obszarze usterzenia kierunku.

$$D_{FV} = 0.31 \text{ [m]}$$

5) Składowa ciągu silników zrzutowana na oś Ay_A :

$$P_{SY} = 0 \text{ [N]}$$

6) Rozpiętość lotek – odległość między środkiem geometrycznym lewej i środkiem geometrycznym prawej lotki:

$$B_l = 7.642 \text{ [m]}$$

7) Wydłużenie geometryczne lotki.

$$A_L = \frac{d_l^2}{\frac{1}{2} S_l} \quad (2.9)$$

gdzie:

$d_l = 1.511 \text{ m}$ – rozpiętość lotki;

$S_l = 2.854 \text{ m}^2$ - powierzchnia skrzydeł objęta lotkami.

Podstawiając wartości liczbowe do zależności (2.9) otrzymano:

$$A_L = 1.6$$

8) Powierzchnia skrzydeł objęta lotkami:

$$S_l = 2.854 \text{ [m}^2\text{]}$$

Rekord 14

1) Kąt natarcia przy zerowej sile nośnej usterzenia poziomego.

Profil zastosowany na usterzeniu poziomym jest profilem symetrycznym, więc:

$$\alpha_{0H} = 0 \text{ [deg]}$$

2) Pochodna współczynnika siły nośnej dla profilu z klapą względem kąta wychylenia klapy.

$$\frac{\partial C_z}{\partial \delta_{KL}} = 0.033 \text{ [1/deg]}$$

3, 4) Rozpiętość klap:

- na końcach:

$$b_K = 5.986 \text{ [m]}$$

- u nasady klap:

$$b_{KR} = 1.306 \text{ [m]}$$

5) Współczynnik oporu usterzenia poziomego przy $\alpha_H = \delta_H = 0$, odniesiony do powierzchni usterzenia.

Wartość współczynnika oporu usterzenia poziomego dla $\alpha_H = \delta_H = 0$ wyznaczono wykorzystując model obliczeniowy usterzenia poziomego przygotowany na potrzeby programu ANSYS Fluent. W wyniku przeprowadzonych analiz obciążeń aerodynamicznych metodą objętości skończonych otrzymano następującą wartość współczynnika:

$$C_{x0H} = 0.021$$

6, 7) Ciężki geometryczne płata:

- u nasady skrzydła:

$$C_R = 1.41 \text{ [m]}$$

- na końcu skrzydła:

$$C_T = 0.85 \text{ [m]}$$

8) Przyrost oporu płata po wychyleniu klap dla $C_Z = C_{Z0} = 0$.

$$\Delta C_X = 0.0247$$

Rekord 15

1) Skręcenie geometryczne skrzydła ε :

$$\varepsilon = \varepsilon_R - \varepsilon_T = 2.5 \text{ [deg]}$$

2) Wydłużenie efektywne usterzenia poziomego λ_{Hef} [4].

$$\lambda_{Hef} = \frac{l_H^2}{S_{Hef}} \quad (2.10)$$

gdzie:

$S_{Hef} = 1.92 \text{ m}^2$ - powierzchnia efektywna usterzenia poziomego;

$l_H = 3.24$ m – rozpiętość usterzenia poziomego.

Podstawiając powyższe wartości liczbowe do zależności (2.10) otrzymano:

$$\lambda_{Hef} = 5.47$$

3) Wydłużenie efektywne płata głównego λ_{ef} [4].

$$\lambda_{ef} = \frac{\lambda}{1 + A \frac{S_z}{S}} \quad (2.11)$$

gdzie:

$\lambda = 7,96$ – wydłużenie płata;

A – współczynnik ten przyjmuje następujące wartości:

- dla dolnopłata $A=0.7$
- dla średniopłata $A=1$
- dla górnopłata $A=0.3$

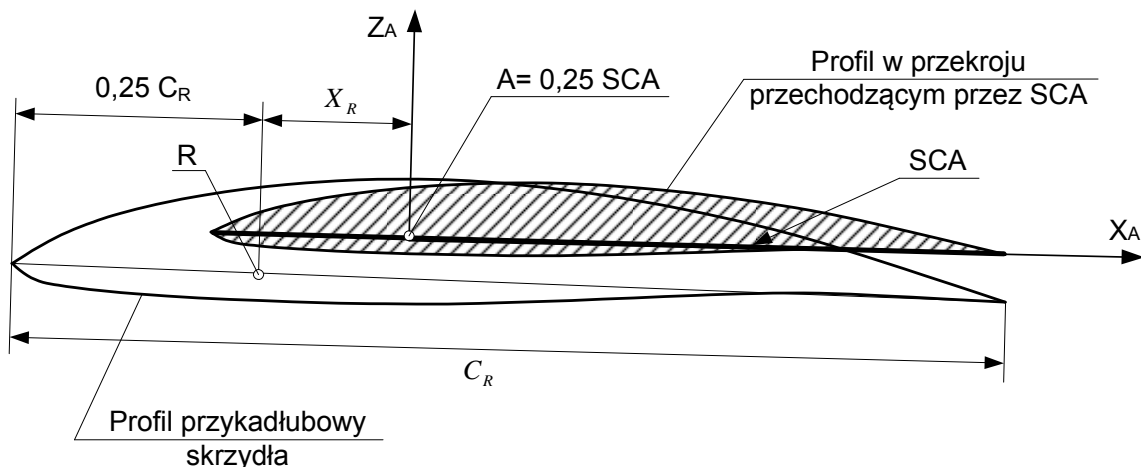
$S_z = 1.79$ m² – część powierzchni izolowanego skrzydła zajęta przez kadłub;

$S = 10.17$ m² – powierzchnia płata.

Ostatecznie po uwzględnieniu powyższych danych w równaniu (2.11) otrzymano:

$$\lambda_{ef} = 7.09$$

4) Współrzędna x_R punktu R, który znajduje się na $\frac{1}{4}$ długości cięciwy przykadłubowej C_R płata głównego. Współrzędna ta odmierzona została w układzie $Ax_Ay_Az_A$ (rys. 2.5).



Rys. 2.5 Określenie położenia punktu $\frac{1}{4}$ cięciwy przykadłubowej skrzydła względem układu $Ax_Ay_Az_A$ samolotu AT-5.

$$x_R = -0.133 \text{ [m]}$$

5) Aktualne wychylenie klap.

$$D_K = 0 \text{ [deg]}$$

6, 7, 8) Osiowe momenty bezwładności samolotu względem układu osi $Ax_Ay_Az_A$.

$$J_X = 1560.7 \text{ [kg} \cdot \text{m}^2]$$

$$J_Y = 1248.4 \text{ [kg} \cdot \text{m}^2]$$

$$J_Z = 2629.3 \text{ [kg} \cdot \text{m}^2]$$

Rekord 16

1, 2, 3) Momenty dewiacyjne samolotu względem układu osi $Ax_Ay_Az_A$.

$$J_{XY} = 0 \text{ [kg} \cdot \text{m}^2]$$

$$J_{XZ} = 319.7 \text{ [kg} \cdot \text{m}^2]$$

$$J_{YZ} = 0 \text{ [kg} \cdot \text{m}^2]$$

4, 5) Podłużna i boczna prędkość wiatru poziomego mierzona w układzie współrzędnych $Ox_o y_o$.

$$V_{WP} = 0 \text{ [m/s]}$$

$$V_{WB} = 0 \text{ [m/s]}$$

6) Gęstość powietrza ρ_0 .

$$\rho_0 = 1.226 \text{ [kg/m}^3]$$

7) Prędkość dźwięku.

$$a = 340.2 \text{ [m/s]}$$

8) Kąt ślizgu - kąt zawarty pomiędzy osią podłużną samolotu i wektorem prędkości osi środka masy samolotu.

$$\beta = 0 \text{ [deg]}$$

Rekord 17

1) Kąt toru lotu samolotu Θ_T .

$$\Theta_T = 0 \text{ [deg]}$$

2) Prędkość maksymalna dla bieżącej konfiguracji.

$$V_K = 75 \text{ [m/s]}$$

3, 4) Średnia cięciwa geometryczna oraz powierzchnia odniesienia steru wysokości.

$$C_{HS} = 0.2 \text{ [m]}$$

$$S_{HS} = 0.639 \text{ [m}^2\text{]}$$

5) Stosunek kąтового przemieszczenia steru wysokości do liniowego przemieszczenia rączki drążka sterowego $\frac{\delta_H}{\delta_{LD}}$.

$$\frac{\delta_H}{\delta_{LD}} = 250 \left[\frac{\text{deg}}{\text{m}} \right] = 4.36 \left[\frac{\text{rad}}{\text{m}} \right]$$

gdzie:

$\delta_H = 25 \text{ deg}$ – maksymalne wychylenie steru wysokości od położenia neutralnego;

$\delta_{LD} = 0.1 \text{ m}$ – maksymalne przemieszczenie liniowe drążka sterowego od położenia neutralnego.

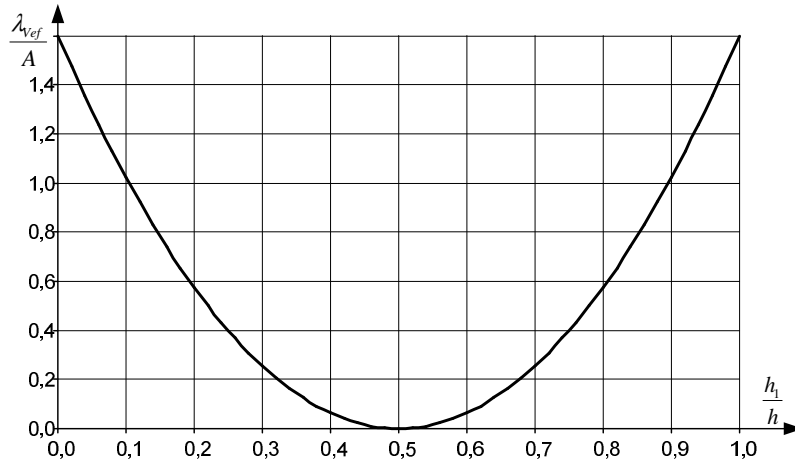
6) Współczynnik siły oporu usterzenia pionowego odniesiony do jego powierzchni przy $\delta_V = \beta = 0$.

Wartość współczynnika siły oporu usterzenia pionowego dla $\delta_V = \beta = 0$ wyznaczono wykorzystując model obliczeniowy usterzenia przygotowany na potrzeby programu ANSYS Fluent. W wyniku przeprowadzonych analiz uzyskano:

$$C_{x0V} = 0.012$$

7) Wydłużenie efektywne usterzenia pionowego [7].

Wydłużenie efektywne λ_{Vef} usterzenia kierunku określono korzystając z wykresu przedstawionego na rysunku 2.6.



Rys. 2.6 Zależność $\frac{\lambda_{vef}}{A} = f\left(\frac{h_1}{h}\right)$ [7].

gdzie:

$$h_1 = 1.179 \text{ m}, \quad h = 1.862 \text{ m};$$

$$A = \frac{h^2}{S_{VE}} = 2.23$$

$S_{VE} = 1.552 \text{ m}^2$ - powierzchnia efektywna usterzenia kierunku.

Uwzględniając powyższe wartości otrzymano $\frac{h_1}{h} = 0.633$. Następnie dla uzyskanej wartości ilorazu $\frac{h_1}{h}$ wyznaczono z rysunku (2.6) wartość $\frac{\lambda_{vef}}{A} = 1.03$.

Ostatecznie otrzymano:

$$\lambda_{vef} = 2.3$$

8) Promień płaskiego, prawidłowego zakrętu samolotu.

Ponieważ rozpatrywany jest lot prostoliniowy samolotu stąd promień płaskiego, prawidłowego zakrętu pozostaje niezidentyfikowany.

Rekord 18

1, 2) Prędkość minimalna V_0 oraz krok prędkości D_V przyjęte przy obliczeniach zapasów stateczności i sterowności.

Ponieważ liczba kroków przy wyznaczaniu zapasów stateczności i sterowności wynosi 15, dlatego też wartość $V_0 + 15 D_V$ powinna nieznacznie przekraczać wartość prędkości maksymalnej [7]:

$$V_0 = 22.64 \text{ [m/s]}$$

$$D_V = 3.5$$

3, 4) Wartość początkowa X_{SM0} i krok D_{XSM} przy zmianie położenia środka masy samolotu.

$$X_{SM0} = 0 \text{ [m]}$$
$$D_{XSM} = 0.006$$

5) Moment niewyważenia masowego steru wysokości X_{MGH} .

$$X_{MGH} = 0 \text{ [Nm]}$$

6) Sztywność układu sterowania sterem wysokości S_{ZT} .

$$S_{ZT} = 1000 \left[\frac{\text{Nm}}{\text{deg}} \right]$$

7) Współczynnik F_{CZM} zapasu wartości C_Z –ta w zakresie [7]:

$$F_{CZM} = \frac{C_{z \max}}{C_Z} \quad (2.12)$$

gdzie:

$C_{z \max} = 1.77$ - maksymalna wartość współczynnika siły nośnej;

$C_Z = 0.5$ - współczynnik siły nośnej w locie z prędkością przelotową.

Następnie podstawiając wartości liczbowe do zależności (2.12) uzyskano:

$$F_{CZM} = 3.54$$

8) Przeciążenie dopuszczalne:

$$X_{N \max} = 3.8$$

Rekord 19

1, 2) Maksymalne dodatnie wychylenie steru wysokości $D_{V \max}$ i lotek $D_{L \max}$.

$$D_{V \max} = 25 \text{ [deg]}$$
$$D_{L \max} = 30 \text{ [deg]}$$

3, 4, 5) Trzy różne położenia środka masy samolotu podane w % SCA względem krawędzi SCA.

$$X_{C1} = 18.5$$

$$X_{C2} = 27.25$$

$$X_{C3} = 29$$

- 6) Pochodna współczynnika siły nośnej względem kąta natarcia dla profilu płata głównego.

$$\frac{\partial C_{ZP}}{\partial \alpha} = 0.109 \quad [1/\text{deg}]$$

- 7) Przeciążenie maksymalne, dopuszczalne odpowiadające punktowi D na obwiedni obciążeń.

$$X_{D\max} = 3.8$$

- 8) Prędkość samolotu odpowiadająca punktowi D obwiedni obciążeń.

$$V_D = 92.17 \quad [\text{m/s}]$$

Rekord 20

- 1) Przełożenie w układzie sterowania klapką dociążającą steru wysokości.

$$k = \frac{\Delta \delta_T}{\Delta \delta_H} = 1$$

- 2) Odległość osi obrotu steru wysokości od środka aerodynamicznego usterzenia poziomego.

$$X_H = 0.262 \quad [\text{m}]$$

- 3) Średnia cięciwa geometryczna usterzenia poziomego.

$$C_{HU} = 0.599 \quad [\text{m}]$$

- 4) Wydłużenie geometryczne usterzenia poziomego.

$$\lambda_H = \frac{l_H^2}{S_H} = 5.47$$

gdzie:

$l_H = 3.24 \text{ m}$ – rozpiętość usterzenia poziomego;

$S_H = 1.92 \text{ m}^2$ - powierzchnia usterzenia poziomego.

5) Kąt skosu H_{IZH} linii $\frac{1}{4}$ długości cięciw usterzenia poziomego.

$$H_{IZH} = 3 \text{ [deg]}$$

6) Zbieżność usterzenia poziomego.

$$\eta_H = \frac{b_{kH}}{b_{0H}} = 0.69$$

gdzie:

$b_{0H} = 0.7 \text{ m}$ – cięciwa usterzenia poziomego w płaszczyźnie symetrii samolotu;

$b_{kH} = 0.484 \text{ m}$ – cięciwa końcowa usterzenia poziomego.

7) Pochodna współczynnika siły nośnej profilu usterzenia poziomego względem jego kąta natarcia.

$$\frac{\partial C_{ZPH}}{\partial \alpha} = 0.107 \text{ [1/deg]}$$

8) Kąt wzniosu usterzenia poziomego.

$$X_{IXH} = 0 \text{ [deg]}$$

Rekord 21

1) Rozpiętość usterzenia poziomego.

$$l_H = 3.24 \text{ [m]}$$

2) Rozpiętość zewnętrzna steru wysokości.

$$l_{stH} = 3.24 \text{ [m]}$$

3) Kąt skręcenia płata usterzenia poziomego.

$$\varepsilon_H = 0 \text{ [deg]}$$

4) Rozpiętość wewnętrzna steru na usterzeniu poziomym.

$$B_{KRH} = 0.190 \text{ [m]}$$

5) Pochodna współczynnika siły nośnej dla profilu usterzenia poziomego względem kąta wychylenia steru.

$$\frac{\partial C_{ZPH}}{\partial \delta_H} = 0.069 \text{ [1/deg]}$$

6, 7) Średnia cięciwa geometryczna C_{stV} i powierzchnia S_{stV} steru kierunku.

$$C_{stV} = 0.344 \text{ [m]}$$

$$S_{stV} = 0.688 \text{ [m}^2\text{]}$$

8) Stosunek przemieszczenia kąтового steru kierunku do przemieszczenia liniowego pedału steru:

$$F_{GV} = \frac{\delta_V}{\delta_T} = 4.04 \left[\frac{\text{rad}}{\text{m}} \right]$$

gdzie:

$\delta_V = 25 \text{ deg}$ – maksymalne wychylenie steru kierunku od położenia neutralnego;

$\delta_T = 0.108 \text{ m}$ – maksymalne przemieszczenie liniowe pedału steru od położenia neutralnego.

W tabeli 2.1 zestawiono wszystkie dane, które zostały opisane powyżej. Każdy kolejny rekord to wiersz z danymi wprowadzanymi do programu obliczeniowego STB. Natomiast kolumny rozdzielają poszczególne dane w wierszach.

Tabela 2.1. Zestawienie danych wejściowych do programu obliczeniowego STB.

Rekord	Dane wprowadzone do poszczególnych rekordów programu STB															
1	AT-5; dane wg ESDU; konfiguracja gładka; H=0.															
2	4	0	1	15	4	4	1	1	2	1	0	0	15	0	0	0
3	0	5	1													
4	8	8	1	6	0	10	4	1	0	1	0	8	1	0	0	1
5	-1.32		0.094		1.77		0.432		0.2		0.9		0.044		0.04	
6	-0.031		0.017		-0.014		1		-0.001		-0.001		-0.001		-0.001	
7	0.059		-0.09		0.066		-1.18		6.0		4.0		0.1101		-0.027	
8	0.0313		0.1		0.1		0.001		0.026		-0.01					
9	0.		0.		1.		0		0.327		10.17		7.96		9.0	
10	4.5		5.24		1.154		780.		27.25		0.		15.8		4.163	
11	0.645		1.92		-1.		4.365		0.96		1.552		0.451		1.199	
12	1.223		7.518		1.223		2.631		5.014		1.893		1.159		1.1	
13	0.21		2.5		1.865		0.31		0.0		7.642		1.6		2.854	
14	0.0		0.033		5.986		1.306		0.021		1.41		0.85		0.0247	
15	2.5		5.47		7.09		-1.33		0.0		1560.7		1248.4		2629.3	
16	0.0		319.7		0.0		0.0		0.0		1.226		340.2		0.0	
17	0.0		75.		0.2		0.639		4.36		0.012		2.3		0.0	
18	22.64		3.5		0.0		0.006		0.0		1000.		3.54		3.8	
19	25.0		30.0		18.5		27.25		29.		0.109		3.8		92.2	
20	1.0		0.262		0.599		5.47		3.0		0.69		0.107		0.0	
21	3.24		3.24		0.0		0.19		0.069		0.344		0.688		4.04	
22	Prędkość V=15% =25% =34%															
23	(ESDU) test Coopera-Harpera 1 stery zablokowane								VA = 194 km/h							
24	(ESDU) test Coopera-Harpera 1 stery zablokowane								VA = 194 km/h							

Rozdział 3. Numeryczna analiza stateczności statycznej i dynamicznej samolotu AT-5.

3.1. Uwagi wstępne

Rozdział zawiera wyniki numerycznej analizy stateczności statycznej i dynamicznej samolotu AT-5. W celu wykonania wyżej wymienionej analizy wykorzystano program obliczeniowy STB-0880.

W pierwszej części rozdziału został krótko omówiony program obliczeniowy STB-0880. Następnie przeprowadzono numeryczną analizę stateczności dynamicznej. W końcowej części rozdziału zawarto wyniki analizy równowagi i sterowności samolotu AT-5. Wyżej wymienione analizy przeprowadzono dla trzech różnych położzeń środka ciężkości samolotu.

Na wstępie należy zaznaczyć, że system obliczeniowy STB-0880 przeznaczony jest do wyznaczania wartości własnych i postaci naturalnych drgań oraz określania warunków równowagi samolotu. Zakres stosowalności niektórych pochodnych aerodynamicznych wykorzystywanych w programie ograniczony jest do obszaru prędkości $0 < Ma < Ma_{kr}$, gdzie Ma_{kr} odpowiada prędkości pojawienia się lokalnych fal uderzeniowych. Pochodne obliczone w programie STB-0880 w obszarze prędkości $Ma_{kr} < Ma < 1$ mogą różnić się od pochodnych rzeczywistych, obejmuje to szczególnie pochodne boczne. W takim przypadku, aby uwiarygodnić obliczenia w tym zakresie prędkości należy wczytać do programu wartości pochodnych aerodynamicznych w funkcji liczby Macha. Wartości tych pochodnych można uzyskać na przykład z badań tunelowych modelu samolotu lub rzeczywistego samolotu [7].

Kolejne ograniczenie w stosowaniu programu STB-0880 wynika z wartości współczynnika siły nośnej. Odnosi się to do pochodnych aerodynamicznych l_p, l_{vg} (składowe od wzniosu płata), l_{vH} (składowa od kadłuba i od interferencji kadłub-skrzydło), n_{vB} (składowa od kadłuba) oraz l_r . Dla małych wartości współczynnika C_Z wyżej wymienione pochodne są obliczane z dokładnością do kilku procent. Dowiedziono, że jeżeli $-0.2 < C_Z < 0.6$, to błąd względny w wyznaczeniu pochodnych nie przekracza 10%. W celu uwiarygodnienia wartości tych pochodnych na dużych kątach natarcia należy wczytać do programu ich wartości pochodzące z badań tunelowych [7].

W programie obliczeniowym STB-0880 przyjęto założenie, że opływ samolotu odbywa się bez oderwania, co jest przyczyną kolejnego ograniczenia stosowalności programu. W przypadku oderwania strug wszystkie pochodne boczne wyznaczone w programie STB nie są wiarygodne i powinny być znane z badań eksperymentalnych [7].

Należy zaznaczyć, że przy wyznaczaniu wartości pochodnej n_{vB} program obliczeniowy STB nie uwzględnia interferencji kadłub-skrzydło. Ponadto przy dużych rozpiętościach kłap znajdujących się na skrzydle gwałtownie rośnie błąd przy

obliczaniu wartości tej pochodnej. Natomiast przy obliczaniu wartości pochodnej l_r w przedziale $Ma_{kr} < Ma < 1$ zastosowano liniową aproksymację dającą dość dokładne wyniki. Przy pomocy systemu obliczeniowego STB-0880 można prowadzić obliczenia przy niesymetrycznym opływie samolotu, który jest spowodowany bocznym ślizgiem lub bocznym wiatrem. Jednakże wartość kąta bocznego opływu β_0 nie może być duża. Wynika to z faktu, że przy niewielkim kącie ślizgu można posługiwać się pochodnymi aerodynamicznymi, które słuszne są dla opływu symetrycznego. Dla konstrukcji klasycznych kąt β_0 musi spełniać warunek: $-10 \text{ deg} < \beta_0 < 10 \text{ deg}$ [7].

Przed wykonaniem obliczeń programem STB-0880 należy dysponować charakterystykami aerodynamicznymi samolotu. Charakterystyki te dla samolotu AT-5 wyznaczono przy użyciu metody objętości skończonych. Dane wejściowe wprowadzone do programu obliczeniowego STB-0880 przedstawiono w tabeli 2.1. Schemat wyznaczania niezbędnych danych do analizy stateczności, sterowności i równowagi samolotu zawarto w rozdziale 2.

3.2. Numeryczna analiza stateczności dynamicznej samolotu AT-5.

Pod pojęciem stateczności samolotu rozumie się jego zdolność powrotu do wyjściowego zakresu lotu po naruszeniu równowagi jakąkolwiek przyczyną zewnętrzną. Natomiast stateczność ruchu niezaburzonego można określić na podstawie jego porównania z ruchem zaburzonym. Ruch zaburzony samolotu może mieć charakter zarówno okresowy jak i nieokresowy [5].

Samolot jest stateczny dynamicznie, jeżeli po przypadkowym zaburzeniu ruchu ma zdolność do samodzielnego powrotu do poprzedzających zaburzenie warunków lotu. Dodatkowo przyjmuje się, że pilot (autopilot) nie włącza się do sterowania [5].

Stateczność dynamiczna obejmuje cały proces powrotu samolotu od momentu wystąpienia zaburzenia do ruchu niezaburzonego. Samolot w pierwszych chwilach po ustąpieniu zaburzenia musi posiadać tendencję do powrotu do ruchu poprzedzającego zaburzenie, w związku z tym stateczność statyczna jest warunkiem koniecznym, ale nie wystarczającym aby samolot był stateczny dynamicznie [5].

Analizę stateczności dynamicznej wykonano dla trzech położań środka ciężkości samolotu, skrajnego przedniego ($x_c = 18.5 \%SCA$, $m = 516.7 \text{ kg}$), skrajnego tylnego ($x_c = 29 \%SCA$, $m = 704 \text{ kg}$) oraz dla położenia odpowiadającego maksymalnej masie startowej samolotu ($x_c = 27.25 \%SCA$, $m = 780 \text{ kg}$). W wyniku przeprowadzonych obliczeń programem STB-0880 otrzymano wartości współczynników tłumienia oraz częstości pięciu podstawowych postaci naturalnych drgań sztywnego samolotu. Należą do nich trzy postacie oscylacyjne [5, 7]:

1. Oscylacje szybkie – są to drgania krótkookresowe silnie tłumione, współrzędną dominującą oscylacji szybkich jest zmiana kąta natarcia. Oscylacje szybkie występują w krótkookresowym ruchu podłużnym samolotu.

Jest to ruch związany ze zmianą kąta natarcia i pochylenia samolotu przy w przybliżeniu stałej prędkości lotu.

2. Oscylacje fugoidalne – są to drgania długookresowe z niezbyt dużym współczynnikiem tłumienia, współzrędną dominującą jest zmiana prędkości lotu. Drgania fugoidalne występują w długookresowym podłużnym ruchu samolotu wywołane są zmianą kąta pochylenia samolotu i kąta pochylenia toru lotu, która powstała po zaniknięciu krótkookresowego podłużnego ruchu samolotu wywołanego przypadkowym zaburzeniem. W procesie długookresowych ruchów samolotu ma miejsce również niewielka zmiana kąta natarcia, jednak podstawową wielkością w tym wypadku jest zmiana prędkości.
3. Holendrowanie – jest to postać posiadająca dwie współzrędne dominujące: boczny ślizg z prędkością „v” i przechylenie samolotu z prędkością „p”. Są to drgania krótkookresowe, najczęściej silnie tłumione. Przyczyną tej skłonności skrzydła jest przewaga stateczności poprzecznej nad kierunkową. Holendrowanie jest ruchem oscylacyjnym polegającym na bocznych wahaniach samolotu, podczas których zmienia się zarówno kąt ślizgu jak i przechylenie samolotu. Zmiana przechylenia samolotu wyprzedza w fazie boczny ślizg o około 160° . O stateczności wahań w dużej mierze decyduje wielkość pochodnej $\frac{\partial L}{\partial \beta}$, a więc i natężenie momentu przechylającego podczas ślizgu.

oraz dwie postacie nieoscylacyjne:

1. Spirala – postać posiadająca dwie współzrędne dominujące: boczny ślizg z prędkością „v” i znajdujące się w fazie z boczny ślizgiem odchylenie samolotu z prędkością „r”. Współczynnik tłumienia spirali jest zwykle bardzo mały. O stateczności spirali decyduje głównie to, czy ujemna wartość momentu od ślizgu $\frac{\partial L}{\partial \beta}$ przeważa dodatnią wartość momentu od odchylenia. Często trudno jest zapewnić samolotowi stateczność spiralną w całym zakresie warunków lotu przy zachowaniu stateczności innych postaci ruchów.
2. Przechylenie samolotu – dominującą współzrędną przechylenia jest prędkość kątowa p wokół osi podłużnej samolotu. Jest to najczęściej postać bardzo silnie tłumiona.

W tabelach 3.1, 3.2 i 3.3 zawarto wartości uzyskanych częstości η oraz współczynników tłumienia ξ dla wymienionych powyżej postaci naturalnych drgań samolotu AT-5. Następnie wykonano odpowiednie wykresy, które zostały zaprezentowane na rysunkach nr 3.1 ÷ 3.5.

Tabela 3.1 Wartości współczynników tłumienia ξ oraz częstości η naturalnych drgań sztywnego samolotu dla skrajnego przedniego wyważenia samolotu ($x_c=18.5\%$ SCA, $m=516.7$ kg).

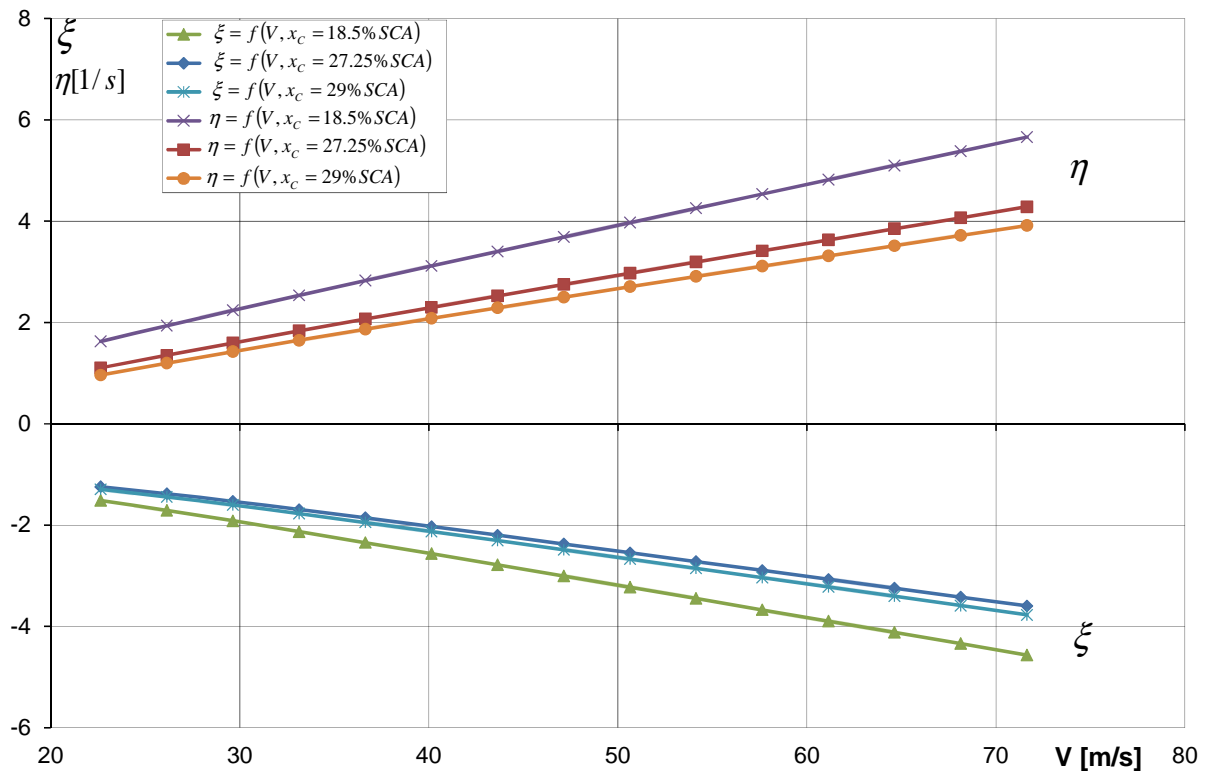
v [m/s]	Oscylacje szybkie		Oscylacje fugoidalne		Holendrowanie		Spirala	Przechylenie
	ξ	η [1/s]	ξ	η [1/s]	ξ	η [1/s]	ξ	ξ
22.64	-1.516	1.6287	0.0166	0.46399	-0.435	1.3956	0.0727	-2.770
26.14	-1.710	1.9383	0.0057	0.41835	-0.388	1.4849	0.0584	-3.035
29.64	-1.916	2.2398	-0.0005	0.37638	-0.372	1.5905	0.0438	-3.350
33.14	-2.130	2.5353	-0.0046	0.34011	-0.374	1.7105	0.0316	-3.690
36.64	-2.347	2.8267	-0.0077	0.30912	-0.386	1.8410	0.0220	-4.045
40.14	-2.566	3.1153	-0.0102	0.28259	-0.404	1.9790	0.0149	-4.409
43.64	-2.786	3.4018	-0.0125	0.25970	-0.427	2.1223	0.0096	-4.777
47.14	-3.008	3.6869	-0.0145	0.23977	-0.452	2.2693	0.0057	-5.150
50.64	-3.230	3.9708	-0.0165	0.22227	-0.479	2.4191	0.0028	-5.524
54.14	-3.452	4.2539	-0.0183	0.20675	-0.508	2.5710	0.0007	-5.901
57.64	-3.674	4.5364	-0.0201	0.19288	-0.537	2.7244	-0.0009	-6.278
61.14	-3.897	4.8183	-0.0219	0.18038	-0.568	2.8791	-0.0021	-6.656
64.64	-4.120	5.0998	-0.0236	0.16903	-0.599	3.0347	-0.0029	-7.035
68.14	-4.343	5.3809	-0.0253	0.15865	-0.630	3.1910	-0.0036	-7.414
71.64	-4.566	5.6618	-0.0269	0.14910	-0.661	3.3480	-0.0041	-7.794

Tabela 3.2 Wartości współczynników tłumienia ξ oraz częstości η naturalnych drgań sztywnego samolotu dla wyważenia odpowiadającego maksymalnej masie startowej samolotu ($x_c=27.25\%SCA$, $m=780$ kg).

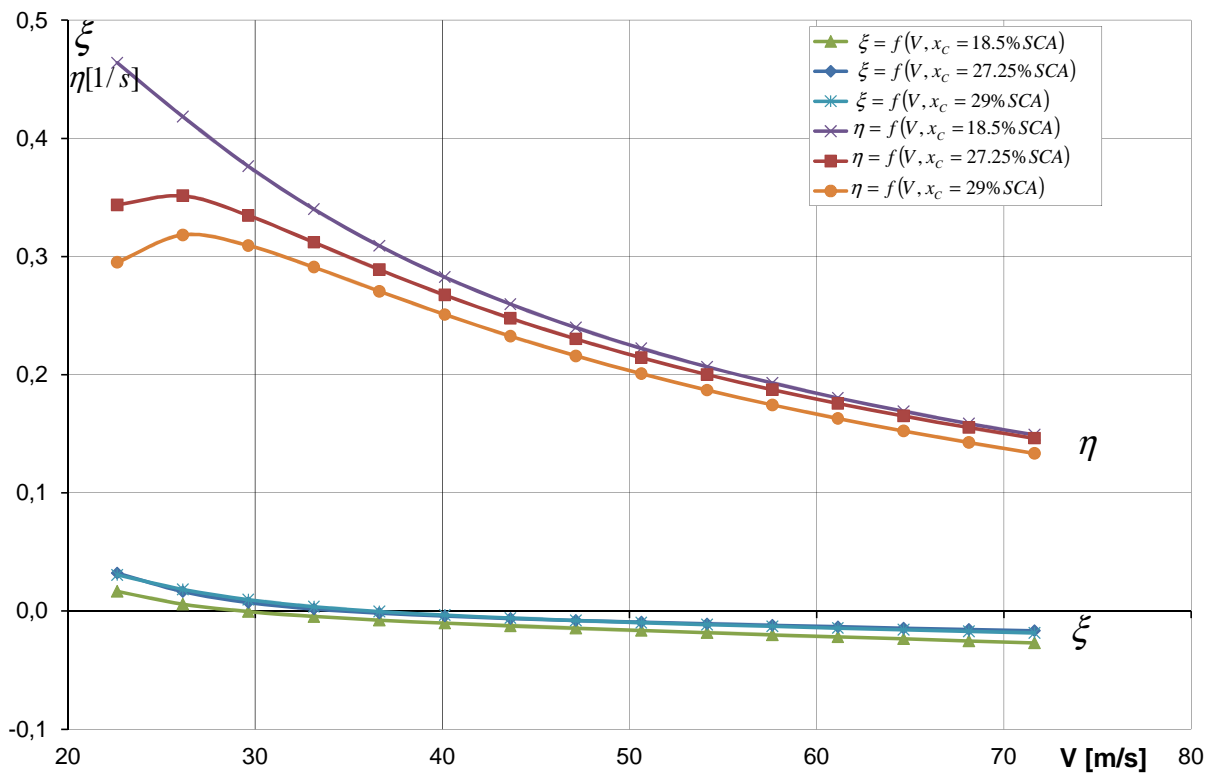
v [m/s]	Oscylacje szybkie		Oscylacje fugoidalne		Holendrowanie		Spirala	Przechylenie
	ξ	η [1/s]	ξ	η [1/s]	ξ	η [1/s]	ξ	ξ
22.64	-1.246	1.1049	0.0322	0.34376	-0.600	1.4493	0.0600	-2.704
26.14	-1.381	1.3524	0.0165	0.35131	-0.472	1.5279	0.0584	-2.846
29.64	-1.532	1.5966	0.0072	0.33474	-0.407	1.6050	0.0496	-3.083
33.14	-1.693	1.8351	0.0017	0.31200	-0.376	1.6956	0.0391	-3.361
36.64	-1.859	2.0687	-0.0018	0.28892	-0.365	1.7998	0.0294	-3.662
40.14	-2.029	2.2982	-0.0043	0.26736	-0.367	1.9145	0.0213	-3.978
43.64	-2.200	2.5247	-0.0063	0.24779	-0.377	2.0373	0.0148	-4.301
47.14	-2.373	2.7489	-0.0079	0.23019	-0.392	2.1658	0.0098	-4.631
50.64	-2.547	2.9713	-0.0094	0.21438	-0.410	2.2987	0.0059	-4.964
54.14	-2.722	3.1923	-0.0107	0.20015	-0.431	2.4349	0.0030	-5.300
57.64	-2.896	3.4122	-0.0120	0.18730	-0.454	2.5735	0.0007	-5.637
61.14	-3.071	3.6313	-0.0132	0.17564	-0.478	2.7140	-0.0010	-5.976
64.64	-3.247	3.8495	-0.0144	0.16499	-0.503	2.8561	-0.0023	-6.315
68.14	-3.422	4.0672	-0.0156	0.15523	-0.529	2.9993	-0.0033	-6.656
71.64	-3.598	4.2843	-0.0167	0.14623	-0.555	3.1434	-0.0041	-6.996

Tabela 3.3 Wartości współczynników tłumienia ξ oraz częstości η naturalnych drgań sztywnego samolotu dla skrajnego tylnego wyważenia samolotu ($x_c=29\%$ SCA, $m=704$ kg).

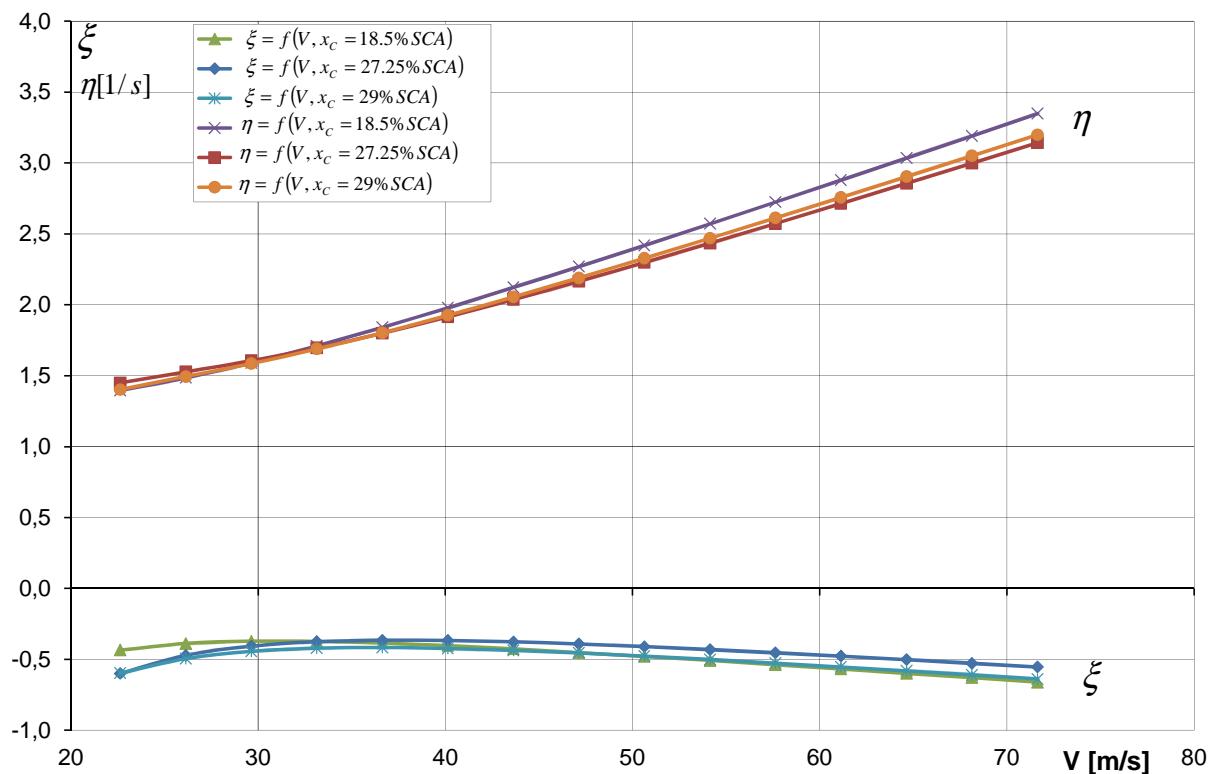
v [m/s]	Oscylacje szybkie		Oscylacje fugoidalne		Holendrowanie		Spirala	Przechylenie
	ξ	η [1/s]	ξ	η [1/s]	ξ	η [1/s]	ξ	ξ
22.64	-1.294	0.9621	0.0306	0.29521	-0.598	1.4019	0.0606	-2.978
26.14	-1.443	1.1969	0.0184	0.31833	-0.496	1.4943	0.0561	-3.139
29.64	-1.604	1.4263	0.0096	0.30930	-0.444	1.5858	0.0461	-3.402
33.14	-1.774	1.6494	0.0037	0.29094	-0.422	1.6886	0.0353	-3.712
36.64	-1.949	1.8670	-0.0004	0.27063	-0.417	1.8027	0.0259	-4.047
40.14	-2.128	2.0805	-0.0035	0.25092	-0.423	1.9257	0.0182	-4.396
43.64	-2.308	2.2907	-0.0059	0.23262	-0.437	2.0555	0.0122	-4.754
47.14	-2.489	2.4985	-0.0080	0.21592	-0.455	2.1902	0.0077	-5.119
50.64	-2.672	2.7043	-0.0098	0.20076	-0.477	2.3286	0.0042	-5.487
54.14	-2.855	2.9086	-0.0114	0.18697	-0.501	2.4697	0.0016	-5.858
57.64	-3.038	3.1117	-0.0130	0.17440	-0.527	2.6130	-0.0004	-6.230
61.14	-3.222	3.3138	-0.0144	0.16290	-0.554	2.7578	-0.0018	-6.604
64.64	-3.406	3.5151	-0.0158	0.15233	-0.581	2.9040	-0.0030	-6.979
68.14	-3.589	3.7158	-0.0172	0.14254	-0.610	3.0511	-0.0038	-7.355
71.64	-3.774	3.9159	-0.0185	0.13344	-0.639	3.1991	-0.0044	-7.731



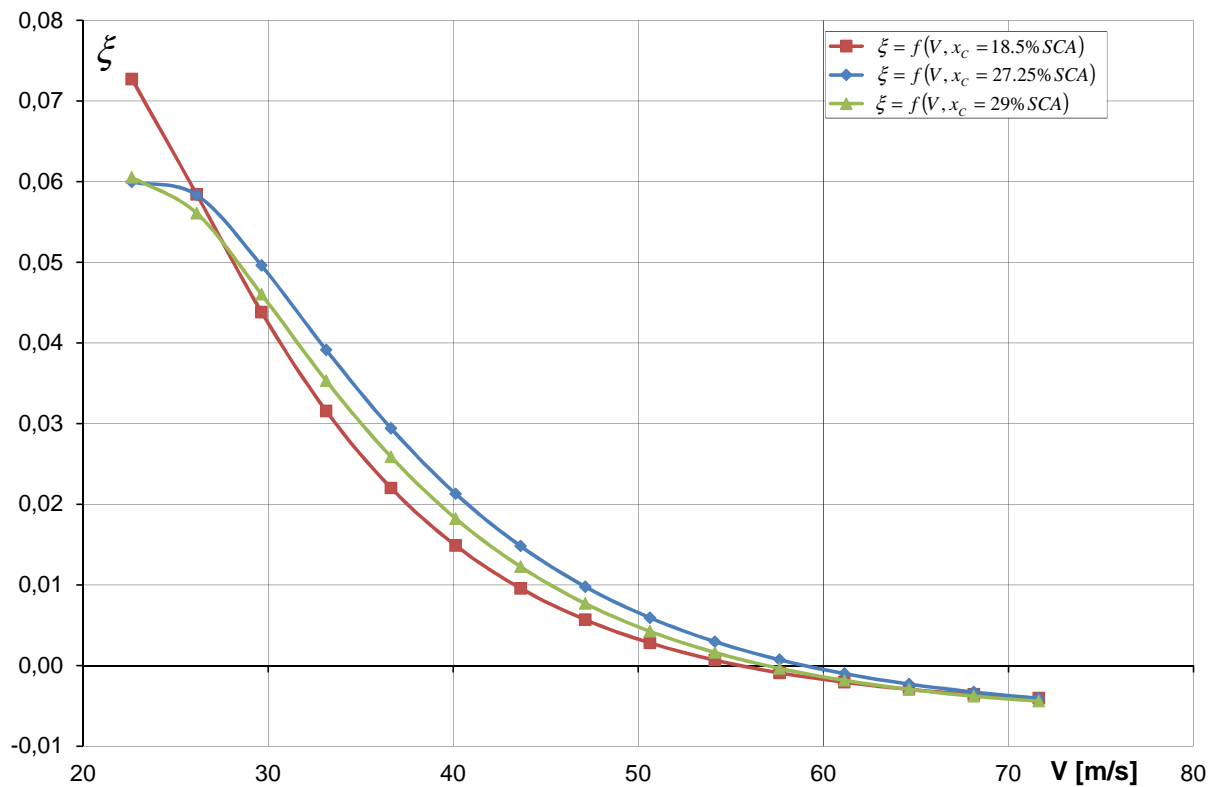
Rys. 3.1 Współczynnik tłumienia ξ oraz częstość η oscylacji szybkich samolotu AT-5.



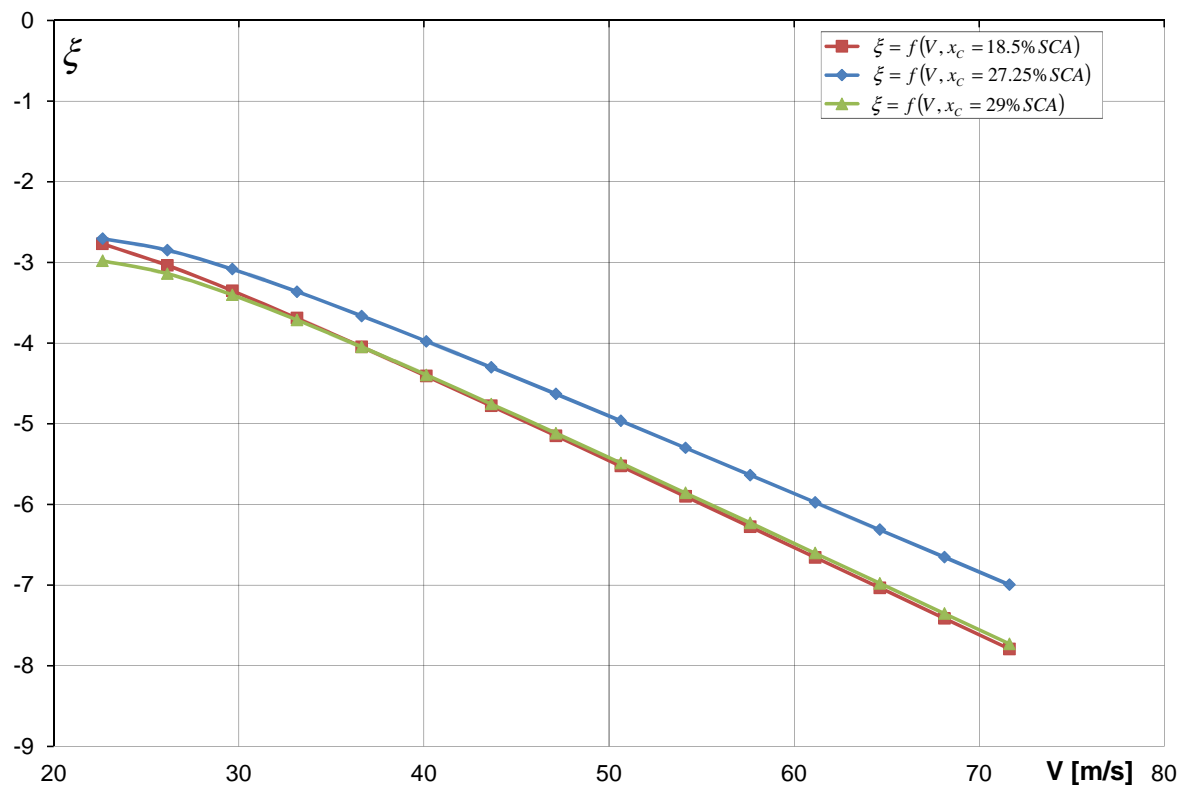
Rys. 3.2 Współczynnik tłumienia ξ oraz częstość η oscylacji fugoidalnych samolotu AT-5.



Rys. 3.3 Współczynnik tłumienia ξ oraz częstość η holendrowania samolotu AT-5.



Rys. 3.4 Współczynnik tłumienia ξ spirali dla samolotu AT-5.



Rys. 3.5 Współczynnik tłumienia ξ przechyłania dla samolotu AT-5.

Różniczkowe równania ruchu zaburzonego o sześciu stopniach swobody wraz ze związkami kinematycznymi mają postać [8]:

$$M\dot{x} = Bx \quad (3.1)$$

gdzie:

M – uogólniona macierz masowa;

B – uogólniona macierz sztywnościowa.

Równanie (3.1) możemy zapisać w postaci:

$$\dot{x} = BM^{-1}x \quad (3.2)$$

Rozwiązanie powyższego równania można zapisać w postaci:

$$x = x_0 e^{\lambda} \quad (3.3)$$

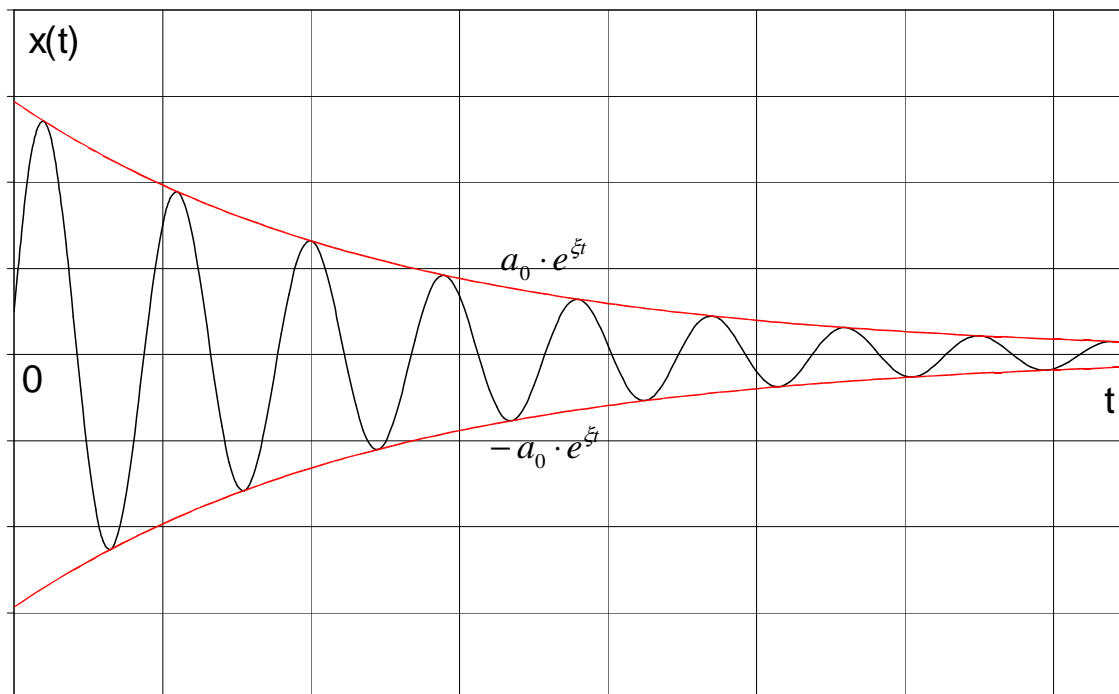
natomiast wartości własne λ następująco:

$$\lambda_i = \xi_i + i\eta_i \quad (3.4)$$

W przypadku zespolonej wartości własnej $\lambda_i = \xi_i + i\eta_i$ będzie istniała sprzężona do niej wartość $\lambda_i = \xi_k - i\eta_k$ taka, że $\xi_i = \xi_i$ oraz $\eta_i = -\eta_k$. W powyższych

wzorach ξ oznacza współczynnik tłumienia, natomiast η częstość naturalnych drgań samolotu.

W zależności od współczynnika tłumienia ruch drgający będzie miał różny przebieg i tak na przykład dla $\xi < 0$:

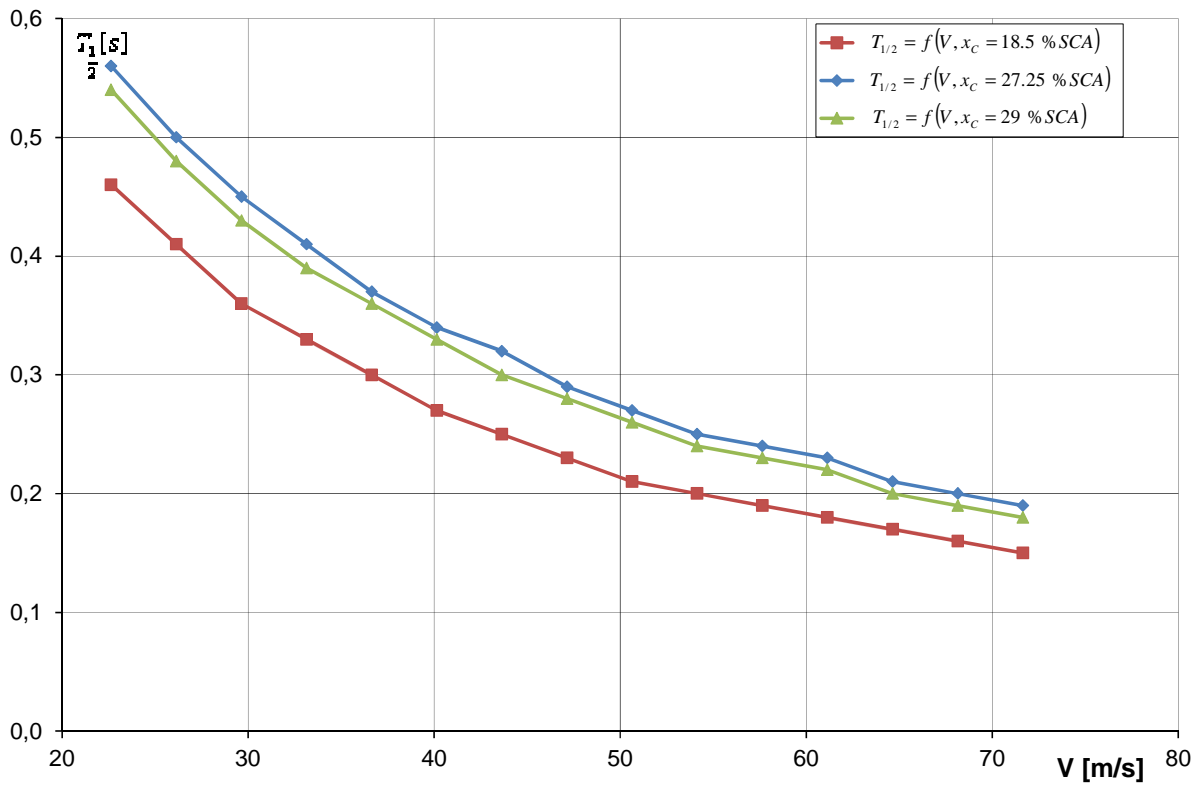


Rys. 3.6 Przebieg ruchu drgającego ze współczynnikiem tłumienia $\xi < 0$.

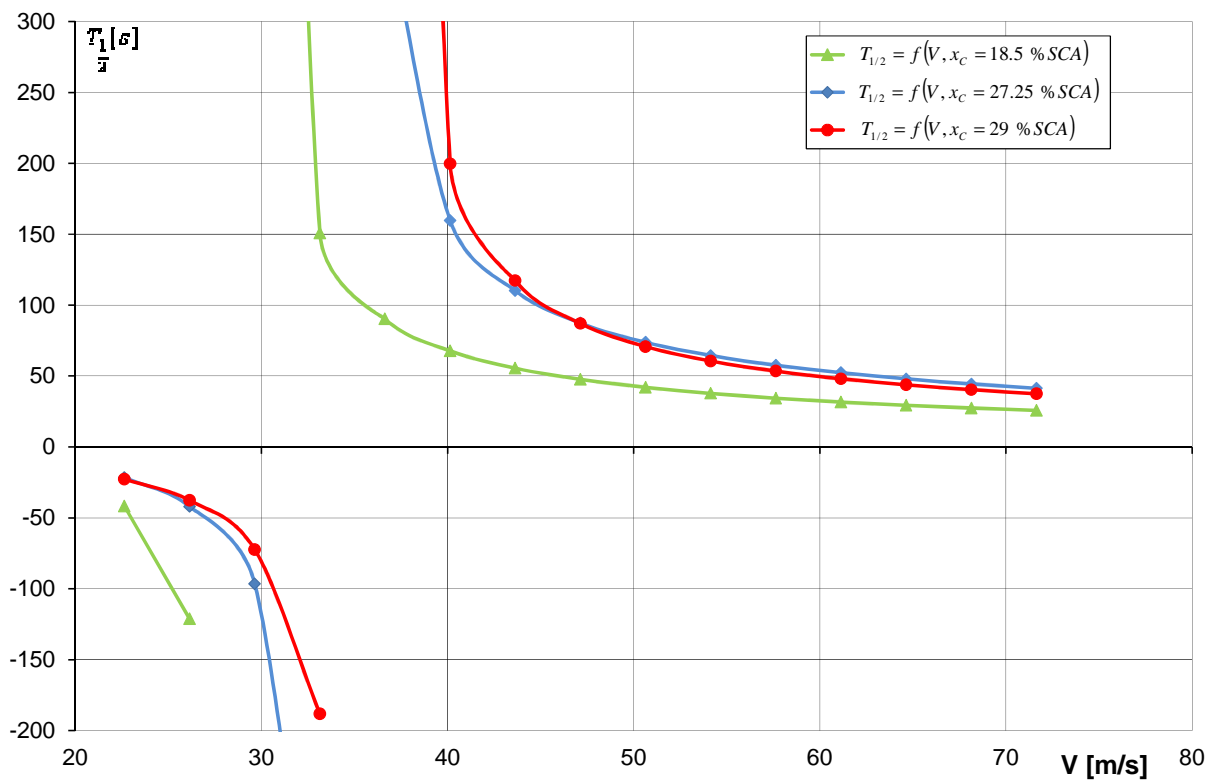
Uważa się, że samolot jest stateczny dynamicznie, jeżeli wszystkie pierwiastki równania charakterystycznego są ujemne lub mają ujemne części rzeczywiste w przypadku pierwiastków zespolonych sprzężonych. Z powyższych rozważań wynika, że układ będzie stateczny przy spełnionym warunku $\xi < 0$.

Na rysunkach nr 3.7 ÷ 3.10 przedstawiono czasy stłumienia amplitudy do połowy w funkcji prędkości lotu i wyważenia dla poszczególnych postaci naturalnych drgań sztywnego samolotu. Natomiast na rysunku numer 3.11 przedstawiono zmianę wartości $-\xi/\eta$ w funkcji prędkości lotu. Dla wahań boczno-kierunkowych (holendrowanie) stosunek wartości współczynników tłumienia i częstości musi spełniać warunek: $-\xi/\eta > 0.0523$. Ponadto dla oscylacji szybkich wyznaczono

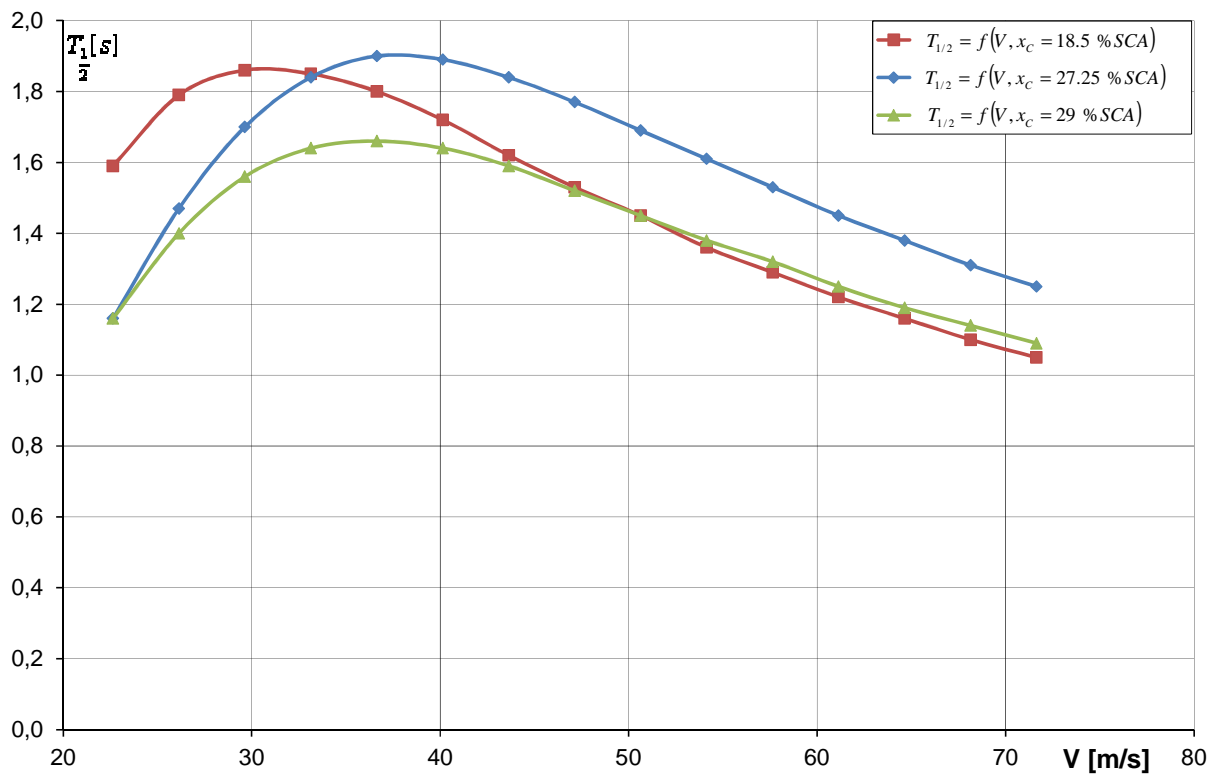
wartości bezwymiarowego współczynnika tłumienia $\zeta_d = \frac{\xi}{\sqrt{\xi^2 + \eta^2}}$, które wg przepisów MIL-F-8785C powinny być większe od wartości 0.6.



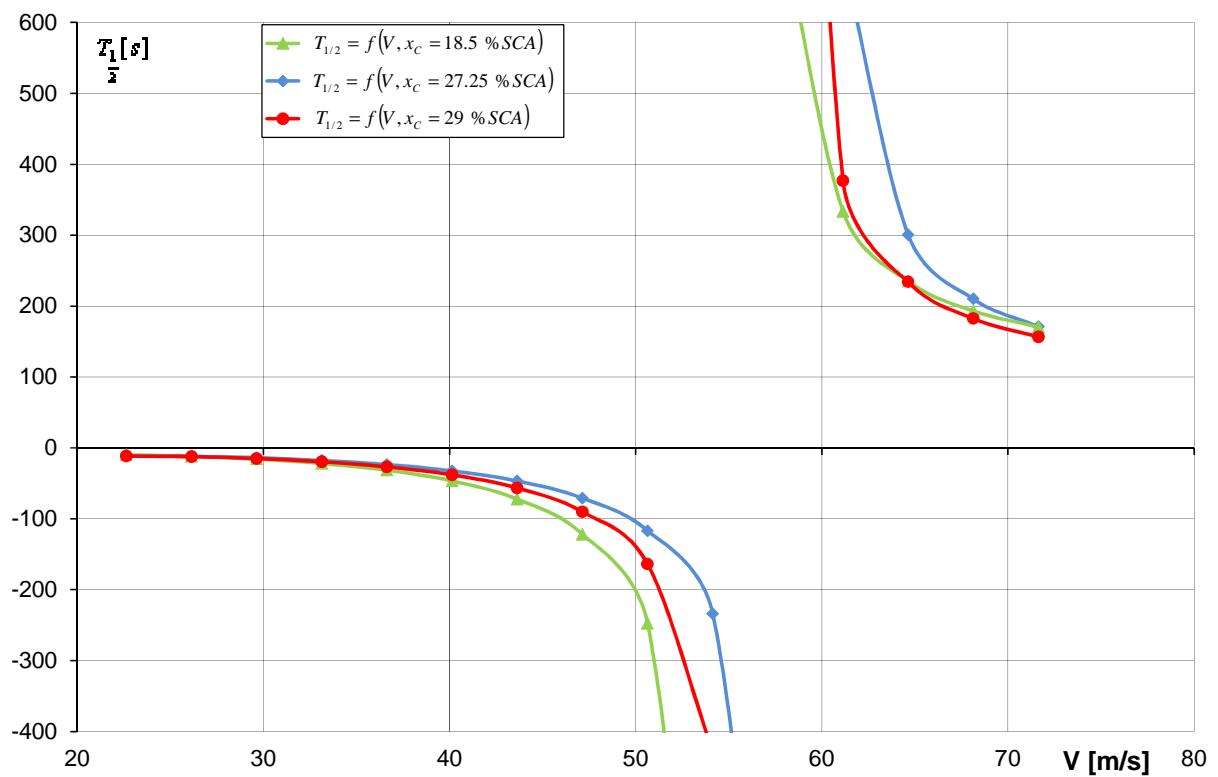
Rys. 3.7 Oscylacje szybkie - czasy stłumienia amplitudy do połowy dla samolotu AT-5.



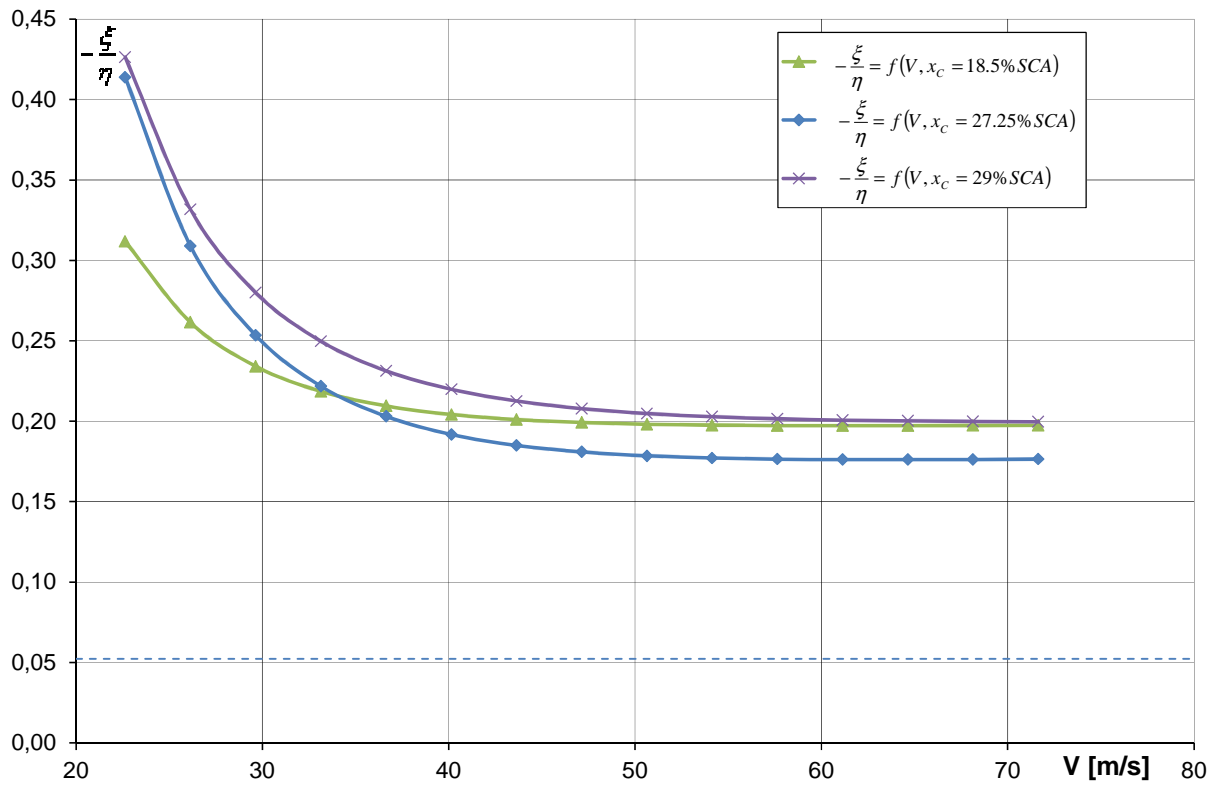
Rys. 3.8 Oscylacje fugoidalne - czasy stłumienia amplitudy do połowy dla samolotu AT-5.



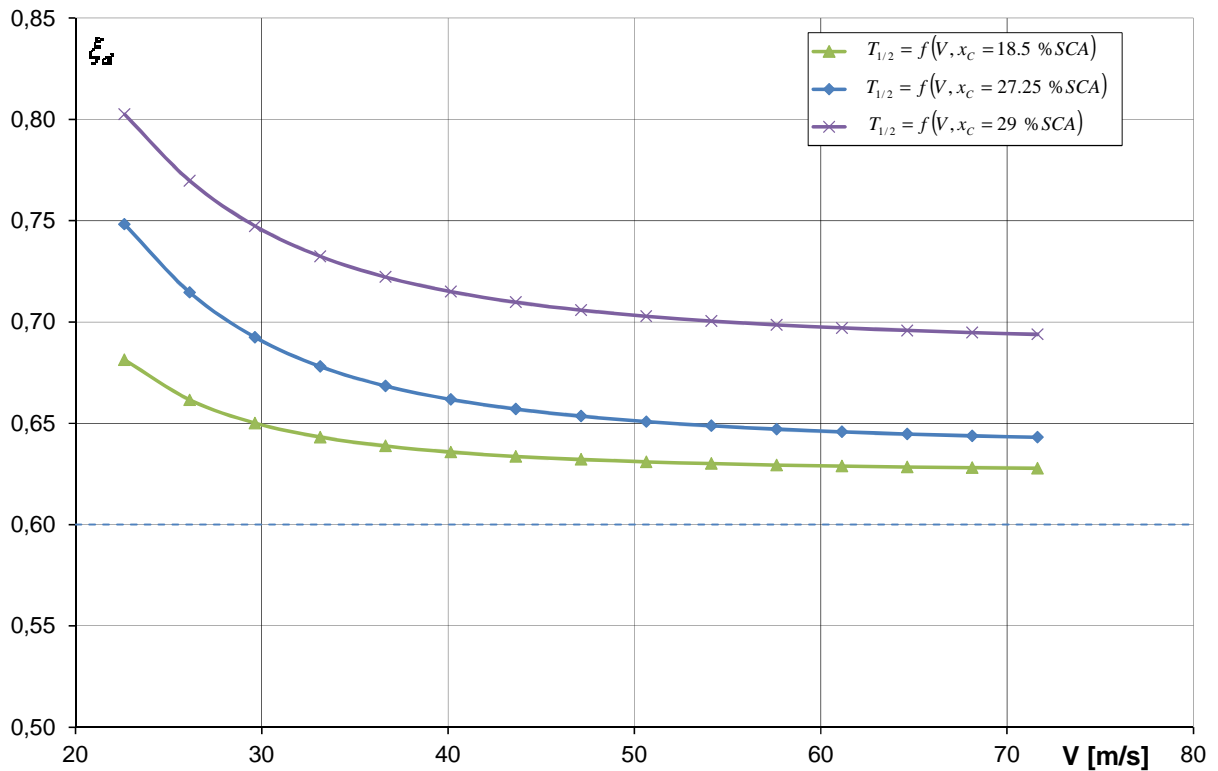
Rys. 3.9 Holendrowanie - czasy stłumienia amplitudy do połowy dla samolotu AT-5.



Rys. 3.10 Spirala - czasy stłumienia amplitudy do połowy dla samolotu AT-5.



Rys. 3.11 Warunek tłumienia holendrowania $-\xi/\eta$ dla samolotu AT-5.



Rys. 3.12 Oscylacje szybkie - bezwymiarowy współczynnik tłumienia ζ_d dla samolotu AT-5.

Analizując uzyskane wyniki stwierdzono, że wartości współczynników tłumienia oscylacji szybkich, holendrowania i przechylenia są mniejsze od zera dla wszystkich analizowanych wyważań samolotu w całym zakresie prędkości lotu. Natomiast dla małych prędkości lotu oscylacje fugoidalne są nietłumione. Jednakże po przekroczeniu prędkości $V = 30 \div 35$ m/s drgania te zaczynają być tłumione. Minimalny czas podwojenia amplitudy wynosi ponad 21 s i wraz ze wzrostem prędkości lotu szybko rośnie. Najslabiej tłumioną postacią drgań jest spirala. Dopiero po przekroczeniu prędkości lotu $V = 55 \div 59$ m/s zaczyna być tłumiona. Jednakże minimalny czas podwojenia amplitudy wynosi ponad 9 s i występuje dla prędkości minimalnej przy skrajnym przednim wyważeniu samolotu. Wraz ze wzrostem prędkości lotu czas podwojenia dla spirali rośnie. Ponadto zaobserwowano, że dla wszystkich postaci drgań sztywnego samolotu wraz ze wzrostem prędkości lotu poprawia się ich tłumienie. Czas tłumienia do połowy amplitudy oscylacji szybkich jest bardzo mały i maleje wraz ze wzrostem prędkości lotu. Co więcej wartości bezwymiarowego współczynnika tłumienia ζ_d oscylacji szybkich są większe od wartości 0.6. Natomiast czas tłumienia amplitudy do połowy dla holendrowania w zależności od prędkości lotu początkowo rośnie, po czym dosyć szybko spada. Maksymalny czas tłumienia amplitudy do połowy dla holendrowania nie przekracza 2 s. Stosunek wartości współczynników tłumienia i częstości holendrowania $-\xi/\eta$ dla wszystkich analizowanych wyważań samolotu w całym zakresie prędkości lotu jest znacznie większy niż wymagany przepisami.

Wraz ze wzrostem prędkości lotu zwiększa się wartość częstości oscylacji szybkich i holendrowania. Natomiast wartości częstości oscylacji fugoidalnych maleją. Ponadto stwierdzono spadek wartości częstości oscylacji szybkich oraz fugoidalnych w miarę zmiany położenia środka masy od skrajnego przedniego do skrajnego tylnego.

3.3 Numeryczna analiza warunków równowagi i sterowności samolotu AT-5.

W podrozdziale tym zostały zaprezentowane rozwiązania nieliniowego, pełnego układu równań równowagi w trakcie lotu samolotu AT-5. W tabelach 3.4 ÷ 3.6 zawarto wartości wybranych parametrów lotu uzyskane w wyniku numerycznej analizy warunków równowagi programem STB-0880. Następnie na wykresach 3.13 ÷ 3.16 przedstawiono przebiegi tych parametrów w funkcji prędkości. Analizę warunków równowagi i sterowności samolotu wykonano dla trzech położań środka masy samolotu, skrajnego przedniego ($x_c = 18.5$ %SCA, $m = 516.7$ kg), skrajnego tylnego ($x_c = 29$ %SCA, $m = 704$ kg) oraz dla położenia odpowiadającego maksymalnej masie startowej samolotu ($x_c = 27.25$ %SCA, $m = 780$ kg).

Poszczególne symbole umieszczone w kolejnych kolumnach tabel oznaczają:

- V - prędkość lotu;
- P_s - ciąg silnika;
- α - kąt natarcia;
- δ_H - kąt wychylenia steru wysokości;
- C_Z - współczynnik siły nośnej;
- C_X - współczynnik siły oporu;
- C_{mbH} - współczynnik momentu pochylającego dla samolotu bez usterzenia poziomego.

Tabela 3.4 Rozwiązania nieliniowych równań równowagi samolotu AT-5 dla skrajnego przedniego wyważenia ($x_c = 18.5 \% SCA$, $m = 516.7$ kg).

V [m/s]	P_s [N]	α [deg]	δ_H [deg]	C_Z	C_X	C_{mbH}
I	II	III	IV	V	VI	VII
26.14	680	11.281	-9.003	1.184	0.154	-0.020
29.64	590	8.635	-7.299	0.936	0.102	-0.035
33.14	540	6.741	-6.078	0.758	0.074	-0.045
36.64	520	5.345	-5.177	0.627	0.058	-0.053
40.14	520	4.290	-4.498	0.527	0.048	-0.059
43.64	550	3.475	-3.975	0.451	0.042	-0.063
47.14	590	2.833	-3.563	0.390	0.038	-0.067
50.64	630	2.319	-3.234	0.342	0.035	-0.070
54.14	700	1.900	-2.966	0.303	0.033	-0.072
57.64	770	1.555	-2.745	0.270	0.032	-0.074
61.14	840	1.267	-2.561	0.243	0.031	-0.076
64.64	930	1.025	-2.406	0.220	0.031	-0.077
68.14	1020	0.819	-2.275	0.201	0.030	-0.078
71.64	1120	0.642	-2.162	0.184	0.030	-0.079

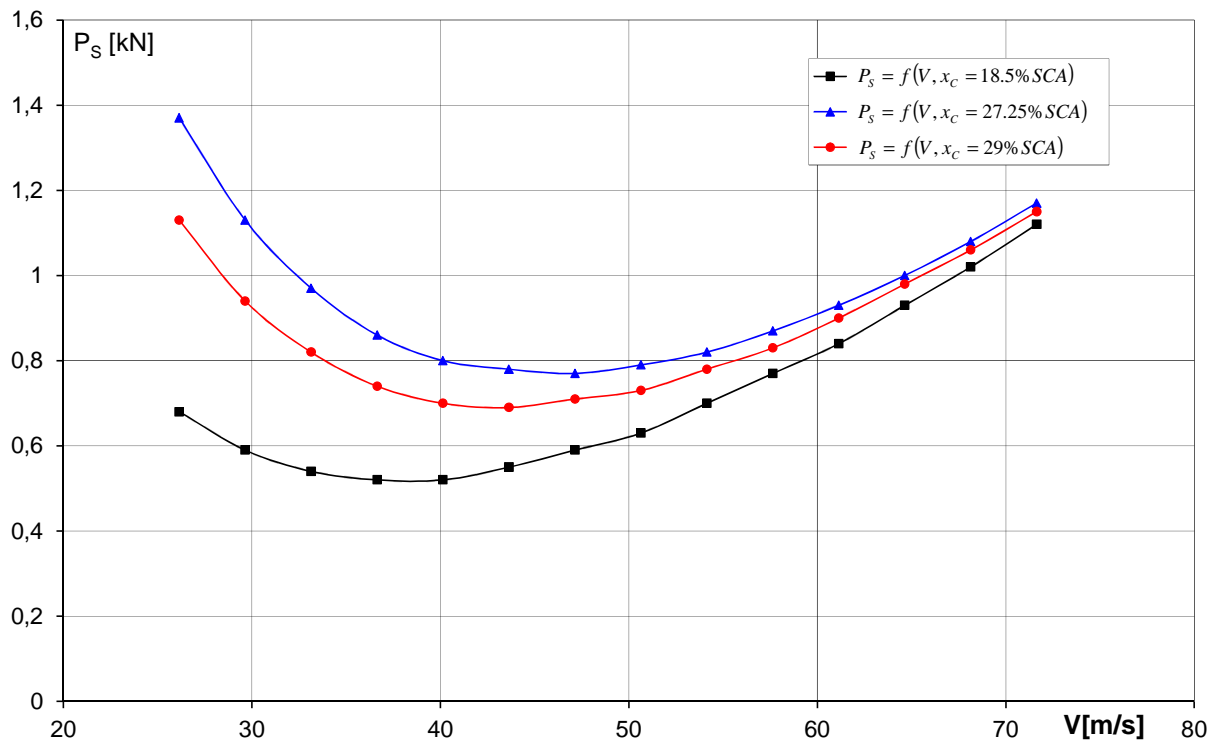
Tabela 3.5 Rozwiązania nieliniowych równań równowagi samolotu AT-5 dla wyważenia ($x_c=27.25\%SCA$, $m=780$ kg).

V [m/s]	P_S [N]	α [deg]	δ_H [deg]	C_Z	C_X	C_{mbH}
I	II	III	IV	V	VI	VII
26.14	1370	16.634	-6.421	1.688	0.299	0.010
29.64	1130	12.980	-5.347	1.344	0.194	-0.011
33.14	970	10.302	-4.535	1.092	0.133	-0.026
36.64	860	8.301	-3.923	0.904	0.097	-0.037
40.14	800	6.775	-3.455	0.761	0.075	-0.045
43.64	780	5.590	-3.092	0.650	0.060	-0.052
47.14	770	4.652	-2.805	0.561	0.051	-0.057
50.64	790	3.899	-2.576	0.491	0.045	-0.061
54.14	820	3.285	-2.390	0.433	0.040	-0.064
57.64	870	2.778	-2.236	0.385	0.037	-0.067
61.14	930	2.355	-2.108	0.345	0.035	-0.070
64.64	1000	1.999	-2.001	0.312	0.034	-0.072
68.14	1080	1.696	-1.909	0.283	0.032	-0.073
71.64	1170	1.436	-1.831	0.259	0.032	-0.075

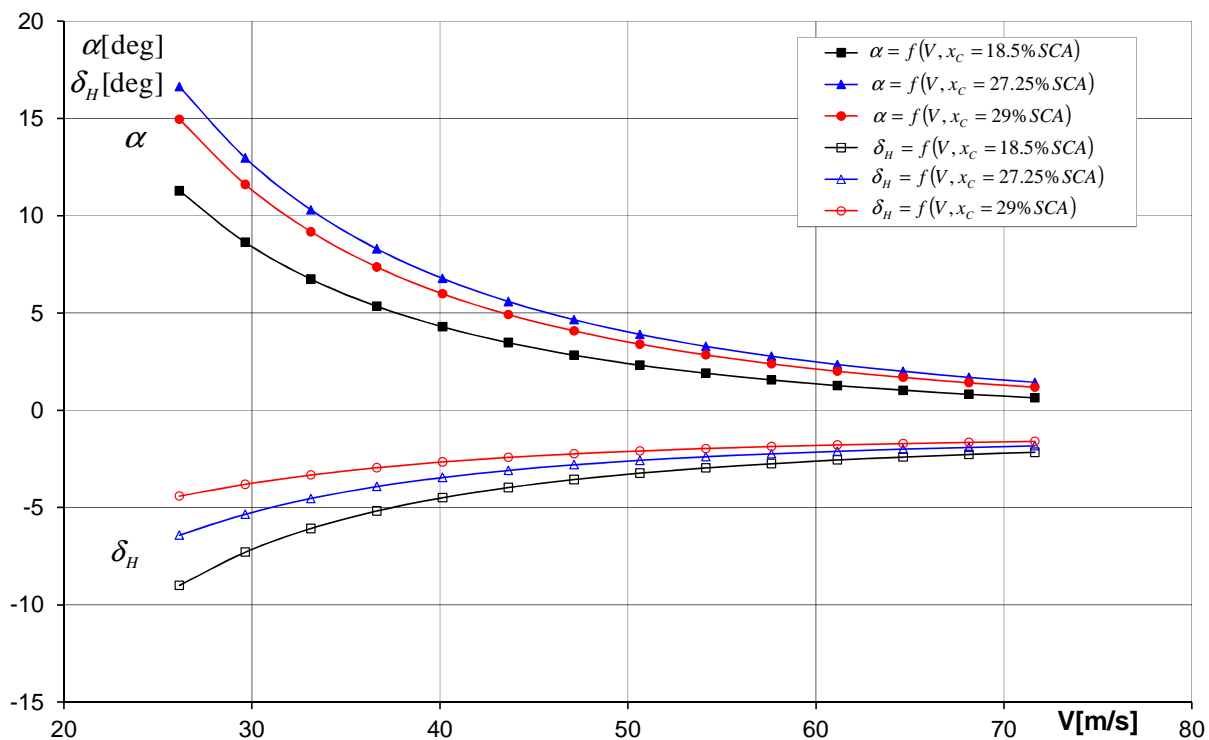
Tabela 3.6 Rozwiązane nieliniowych równań równowagi samolotu AT-5 dla skrajnego tylnego wyważenia $x_c=29\%SCA$ i masy $m=704$ kg.

V [m/s]	P_S [N]	α [deg]	δ_H [deg]	C_Z	C_X	C_{mbH}
I	II	III	IV	V	VI	VII
26.14	1130	14.961	-4.411	1.530	0.248	0.000
29.64	940	11.612	-3.810	1.216	0.161	-0.018
33.14	820	9.177	-3.328	0.987	0.112	-0.032
36.64	740	7.365	-2.952	0.816	0.083	-0.042
40.14	700	5.988	-2.658	0.687	0.065	-0.049
43.64	690	4.919	-2.427	0.586	0.053	-0.055
47.14	710	4.075	-2.241	0.507	0.046	-0.060

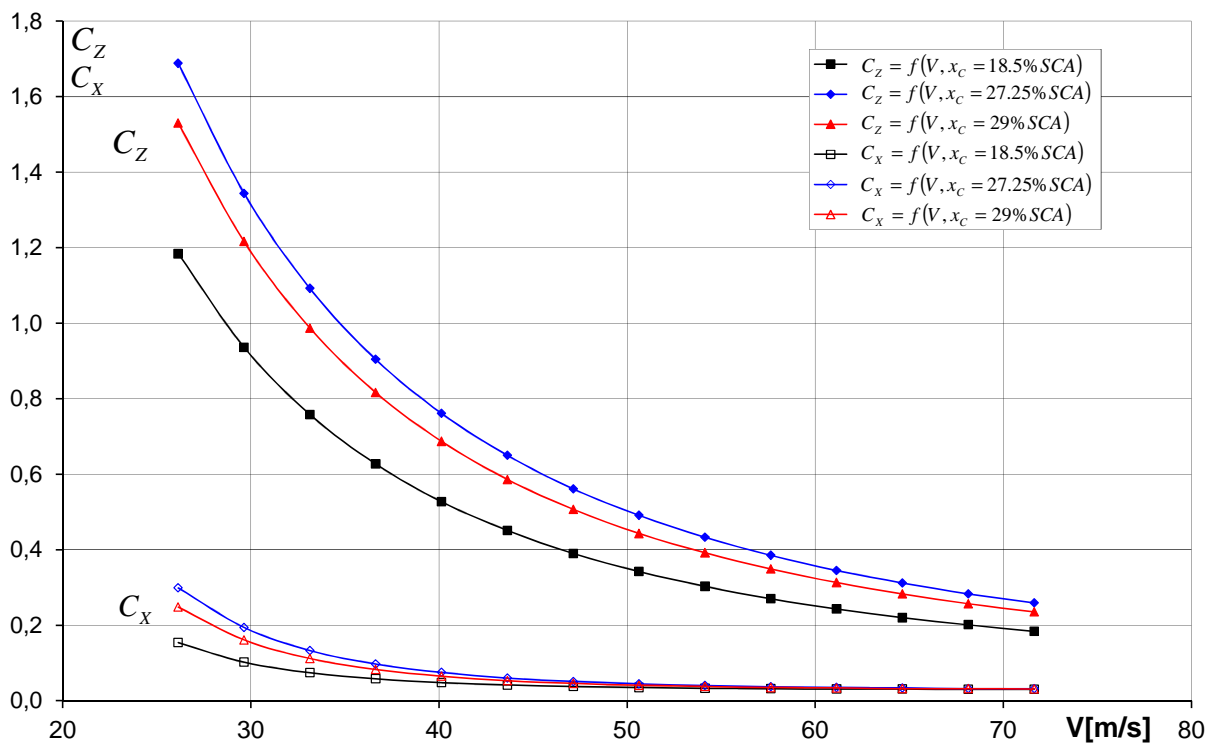
I	II	III	IV	V	VI	VII
50.64	730	3.397	-2.092	0.443	0.041	-0.064
54.14	780	2.845	-1.969	0.392	0.038	-0.067
57.64	830	2.390	-1.868	0.349	0.035	-0.069
61.14	900	2.010	-1.783	0.313	0.034	-0.072
64.64	980	1.690	-1.711	0.283	0.032	-0.073
68.14	1060	1.418	-1.650	0.257	0.032	-0.075



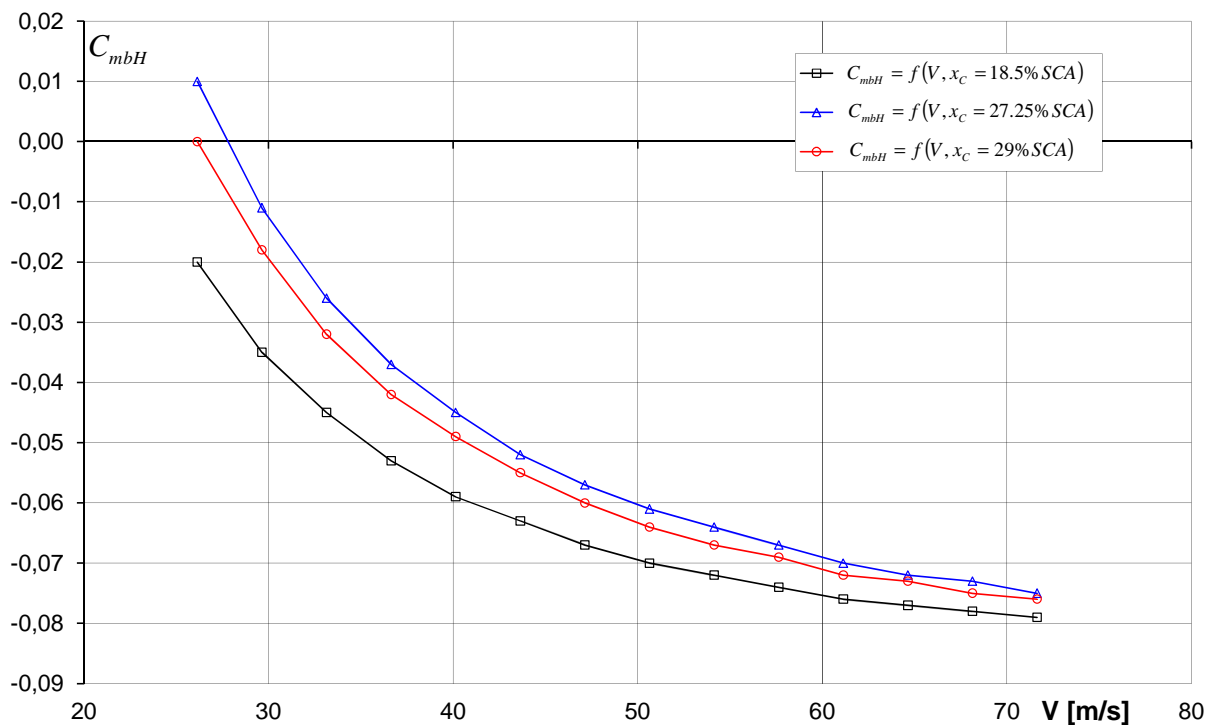
Rys. 3.13 Zależność $P_s = f(V)$ dla trzech różnych wyważań samolotu AT-5.



Rys. 3.14 Zależność $\alpha = f(V)$ oraz $\delta_H = f(V)$ dla trzech różnych wyważań samolotu AT-5.



Rys. 3.15 Zależność $C_Z = f(V)$, $C_X = f(V)$ dla trzech różnych wyważań samolotu AT-5.



Rys. 3.16 Zależność $C_{mbH} = f(V)$ dla trzech różnych wyważań samolotu AT-5.

Po analizie wykresu zamieszczonego na rysunku nr 3.13 na którym zostały zaprezentowane przebiegi ciągu niezbędnego dla trzech różnych wyważań samolotu stwierdzono, że wartość prędkości optymalnej jest najmniejsza dla skrajnego przedniego położenia środka ciężkości samolotu. Największą wartość V_{opt} zaobserwowano dla $x_c = 29\% SCA$ odpowiadającego maksymalnej masie startowej samolotu. Wartość prędkości optymalnej odpowiada minimum funkcji $P_s = f(V)$. Na małych prędkościach lotu i kątach natarcia $\alpha > \alpha_{opt}$ ciąg niezbędny zmniejsza się wraz ze wzrostem prędkości. Natomiast dla przypadków kiedy kąt natarcia $\alpha < \alpha_{opt}$ wartość ciągu niezbędnego rośnie wraz ze wzrostem prędkości lotu.

Na wykresie nr 3.14 można zaobserwować, że w celu zwiększenia prędkości lotu (zmniejszenia kąta natarcia) należy ster wysokości wychylić w kierunku dodatnim i odwrotnie przy zmniejszaniu prędkości. Taka zmiana kąta wychylenia steru wysokości wraz z prędkością świadczy o prawidłowości w ruchach drążkiem sterowym. Sterowanie takie nazywa się normalnym i występuje ono wtedy, gdy

pochodna $\frac{d\delta_H}{dV} > 0$. Dodatnia wartość tej pochodnej świadczy o tym, że samolot jest

jednocześnie zrównoważony pod względem sił i momentów w całym zakresie badanych prędkości lotu. Ponadto z wykresu nr 3.14 można odczytać, że kąt wychylenia steru wysokości jest wystarczający do zapewnienia równowagi samolotu na wszystkich analizowanych prędkościach lotu. Zmiana kąta wychylenia steru wysokości zawiera się w przedziale od -9 deg do -1.5 deg (w górę), natomiast jego

maksymalne wychylenie wynosi ± 25 deg. Przebiegi zmiany kąta natarcia wraz z prędkością są prawidłowe w celu ustalenia warunków lotu poziomego. Spadek wartości kąta natarcia związany jest ze zmniejszaniem się niezbędnej wartości współczynnika siły nośnej wraz ze zwiększaniem prędkości lotu samolotu.

Analizując wykres nr 3.15 stwierdzono, że niezbędny do lotu poziomego współczynnik siły nośnej C_Z maleje wraz ze wzrostem prędkości lotu. W celu utrzymania stałej wartości siły nośnej w trakcie lotu poziomego wraz ze zwiększaniem prędkości lotu współczynnik C_Z musi maleć. Wartość współczynnika siły nośnej jest najmniejsza dla skrajnego przedniego wyważenia samolotu ($x_C=18.5$ %SCA, $m=516.7$ kg), natomiast dla wyważenia odpowiadającego maksymalnej masie startowej samolotu ($x_C=27.25$ %SCA, $m=780$ kg) przyjmuję wartość największą. Jest to związane ze zmianą masy samolotu dla różnych jego wyważań. Zwiększenie masy samolotu powoduje wzrost wartości siły nośnej niezbędnej do zrównoważenia ciężaru samolotu w czasie lotu poziomego. Wartość współczynnika oporu również maleje, jest to bezpośrednio związane ze zmniejszaniem się kąta natarcia wraz ze wzrostem prędkości lotu. Najmniejszą zmianę wartości współczynników oporu zaobserwowano dla wyważenia samolotu $x_C=18.5$ %SCA. Natomiast dla położenia środka masy samolotu $x_C=27.25$ %SCA uzyskano największe wartości współczynnika C_X .

Wartość współczynnika momentu pochylającego dla samolotu bez usterzenia poziomego spada wraz ze wzrostem prędkości lotu, co zostało zaprezentowane na wykresie nr 3.16. Zmniejszanie się wartości współczynnika momentu pochylającego dla samolotu bez usterzenia poziomego spowodowane jest przemieszczeniem środka parcia w stronę krawędzi spływu wywołanego zmniejszaniem kąta natarcia wraz ze wzrostem prędkości lotu. Wartości współczynnika momentu pochylającego są największe dla wyważenia odpowiadającego maksymalnej masie startowej $x_C=27.25$ %SCA.

Rozdział 4. Wnioski i uwagi końcowe.

Niniejsze sprawozdanie zawiera wyniki numerycznej analizy aerodynamicznej i mechaniki lotu w zakresie określenia podstawowych charakterystyk aerodynamicznych oraz stateczności statycznej i dynamicznej. Wyniki uzyskane w trakcie poszczególnych analiz mogą zostać wykorzystane na etapie projektowania samolotu AT-5.

W pierwszym rozdziale opracowania opisano zagadnienia związane z numeryczną analizą aerodynamiczną, m.in.: przygotowanie siatki obliczeniowej, założenia przyjęte podczas obliczeń, model obliczeniowy oraz przedstawiono uzyskane wyniki. Analizę przeprowadzono korzystając z programu obliczeniowego ANSYS Fluent bazującego na rozwiązaniu równań różniczkowych cząstkowych metodą objętości skończonych (Finite Volumes Method). Natomiast do generacji siatek obliczeniowych użyto programu ICEM CFD, który również wchodzi w skład pakietu ANSYS. W trakcie wykonywania obliczeń przeanalizowano szereg przypadków obliczeniowych. Wykonano analizę symetrycznego i niesymetrycznego opływu całego samolotu, samolotu bez usterzenia poziomego oraz samolotu ze schowanym podwoziem. Obliczenia uzupełniono o analizę wychylenia lotki, kłapy, steru wysokości oraz steru kierunku. W trakcie wykonywania obliczeń zastosowano model turbulencji Spalart-Allmaras. Model ten przyjęty jest za standard w analizach opływów zewnętrznych, szczególnie w zakresie liczb Reynoldsa używanym w lotnictwie. W opracowaniu zamieszczono zarówno wyniki ilościowe w postaci wykresów i danych tabelarycznych jak i wyniki jakościowe obrazujące charakter opływu, obszar oderwań oraz przeciągnięcie samolotu. Obszary oderwań czyli obszary przepływu wstecznego zobrazowano przy pomocy składowej współczynnika tarcia wzdłuż osi samolotu. Obszary kolorowania zostały obcięte tak, by pokolorować tylko te powierzchnie, gdzie przepływ odbywa się w kierunku przeciwnym do kierunku przepływu niezaburzonego. Pole przepływu wokół samolotu zobrazowano za pomocą linii prądu. Wartości współczynnika momentu pochylającego samolot oraz współczynnika momentu odchylającego wyznaczono względem punktu będącego rzutem na płaszczyznę symetrii samolotu OXZ punktu znajdującego w odległości 25 %SCA (średniej cięciwy aerodynamicznej) od noska profilu zawierającego SCA.

Charakterystyki współczynnika siły oporu wyraźnie pokazują, że wpływ oporu podwozia jest stały w funkcji kąta natarcia i stanowi dość dużą część współczynnika oporu C_{x0} . Wypuszczenie podwozia nie wpływa na zmianę wartości współczynnika siły nośnej samolotu. Ponadto wypuszczenie podwozia ma niewielki wpływ na wartość współczynnika momentu pochylającego. Duże zmiany rozstateczniające przynosi odjęcie statecznika poziomego i steru. Z porównania doskonałości aerodynamicznej C_z/C_x dla konfiguracji z wypuszczonym i schowanym podwoziem wynika że maksymalna doskonałość po wypuszczeniu podwozia spada z 13 do 11. Ponadto określono, że głównymi źródłami oporu są skrzydło i kadłub. Udział płata rośnie wraz ze wzrostem wartości bezwzględnej kąta natarcia, podobnie jak zespołu usterzenia poziomego. Udział płata nośnego w wielkości współczynnika siły nośnej

jest znaczący (ponad 75%), z kolei udział kadłuba stanowi ok. 20% całkowitej wartości współczynnika siły nośnej. Wraz ze zmianą kąta natarcia, proporcje te praktycznie nie ulegają zmianom. Kąty natarcia odpowiadające zerowej sile nośnej dla kadłuba i dla płata nośnego są bliskie 1.5° .

Dla przyjętego bieguna względem, którego liczono wartość momentu pochylającego, samolot jest stateczny statycznie. Wartość pochodnej $\frac{\partial C_{my}}{\partial \alpha}$ w całym zakresie analizowanych kątów natarcia jest ujemna. Z charakterystyk współczynnika momentu pochylającego można odczytać, że kąt zaklinowania usterzenia poziomego wynosi ok. 3.5° . Należy pamiętać o uwzględnieniu wpływu zakrzywienia strumienia zaskrzydłowego. Największy wpływ na wartość tego współczynnika ma usterzenie poziome i kadłub.

Na podstawie otrzymanych wyników dla opływu symetrycznego całego samolotu określono, że oderwanie rozpoczyna się w pobliżu krawędzi spływu przejścia skrzydło – kadłub przy 16° kąta natarcia, i staje się widoczne na polu ciśnień przy 20° . Wraz ze wzrostem kąta natarcia obszar oderwania przesuwa się ku zewnętrznej części płata. Do 22° kąta natarcia przepływ na lotce jest jeszcze prawidłowy. Przy 26° kąta natarcia następuje oderwanie na usterzeniu poziomym.

W wyniku przeprowadzenia analizy niesymetrycznego opływu samolotu stwierdzono, że wpływ oporu podwozia jest stały w funkcji kąta ślizgu i stanowi dużą część współczynnika siły oporu C_{x0} . Ponadto wraz ze wzrostem kąta ślizgu różnica pomiędzy wartościami współczynnika siły bocznej dla samolotu z podwoziem i bez jest coraz większa. Wypuszczenie podwozia ma niewielki wpływ na wartość współczynnika momentu odchylającego. Prawie w całym zakresie analizowanych kątów ślizgu wartość doskonałości bocznej jest większa dla samolotu ze schowanym podwoziem.

W trakcie analizy zjawiska oderwania w opływie niesymetrycznym stwierdzono, że rozpoczyna się na krawędzi natarcia usterzenia pionowego dla kąta ślizgu $\beta=14^\circ$. Wraz ze wzrostem kąta ślizgu obszar oderwania przesuwa się w kierunku podstawy usterzenia. Dla $\beta=20^\circ$ obszar oderwania zajmuje już blisko 40% powierzchni usterzenia poziomego.

Porównano wyniki otrzymane poprzez odjęcie wartości sił występujących na usterzeniu poziomym od wartości sił otrzymanych dla całego samolotu z wynikami dla samolotu bez usterzenia poziomego. Stwierdzono, że wartości współczynników siły oporu i siły nośnej są niemal identyczne. Największe różnice wykazało porównanie wartości współczynników momentów pochylających samolot. Jako że siatki obliczeniowe w obu przypadkach miały te same gęstości, i rozwiązanie było otrzymane tą samą metodą, źródłem różnic jest interferencja aerodynamiczna – a konkretnie brak wpływu interferencyjnego usterzenia na pozostałe podzespoły płatowca, w szczególności na ogon, gdzie niewielkie różnice ciśnień nie wpłyną na siłę oporu ani siłę nośną, ale dadzą różnice w momencie pochylającym. Jest to powód, dla którego konieczne wydaje się przeprowadzanie obliczeń również dla płatowca pozbawionego usterzenia poziomego. Natomiast największe różnice

wartości doskonałości aerodynamicznej można zaobserwować w zakresie ujemnych kątów natarcia, gdzie samolot bez usterzenia poziomego uzyskuje większe co do wartości bezwzględnej wartości doskonałości aerodynamicznej. Na podstawie wyników jakościowych stwierdzono brak znaczących różnic w tendencjach zmian ciśnienia w funkcji kąta natarcia jak i zmian dotyczących obszarów oderwań.

W opracowaniu przedstawiono zmiany składowej pionowej prędkości powietrza w układzie lokalnym, (związany z samolotem) w płaszczyźnie $\frac{1}{4}$ średniej cięciwy aerodynamicznej usterzenia poziomego. Są one istotne w trakcie badania wpływu odchylenia strug na skuteczność usterzenia poziomego. Otrzymane wyniki mogą zostać wykorzystane w trakcie doboru optymalnego położenia usterzenia poziomego.

W celu wykonania analizy wpływu wychylenia lotki na charakterystyki aerodynamiczne płata opracowano model obliczeniowy, który składał się z płata głównego wydłużonego do płaszczyzny symetrii samolotu OXZ, wyposażonego w lotkę i klapę. Jako dodatnie przyjęto wychylenie lotki w dół. Stwierdzono, że lotka ma cechy lotki typu „frieze”, czyli nie powoduje znaczących różnic oporu przy wychylaniu w górę i w dół.

W ramach przeprowadzonych obliczeń wykonano analizę opływu wydzielonego usterzenia poziomego, którego model obliczeniowy składał się ze statecznika i steru wysokości. Obszar powierzchni nośnej wydłużono do płaszczyzny symetrii samolotu OXZ. Otrzymane wyniki zostały zaprezentowane w:

- odniesieniu do powierzchni i cięciwy płata oraz punktu rzutu 25%SCA na płaszczyznę symetrii OXZ;
- odniesieniu do powierzchni i cięciwy usterzenia poziomego oraz punktu rzutu 25%SCAh na płaszczyznę symetrii OXZ.

Natomiast analizę wpływu wychylenia klapy na charakterystyki aerodynamiczne samolotu wykonano dla jej trzech wychyleń $\delta_F = 0^\circ$, 15° , i 35° . Dla wychyleń $\delta_F = 0^\circ$ i 15° opływ na nieruchomej części płata i klapie jest niezaburzony. Przy wychyleniu $\delta_F = 35^\circ$ na powierzchni klapy występuje przepływ zwrotny, natomiast na nieruchomej części płata w dalszym ciągu występuje opływ niezaburzony.

W następnym rozdziale korzystając z wyznaczonych charakterystyk aerodynamicznych, modelu numerycznego samolotu, wyników analiz poszczególnych elementów konstrukcyjnych samolotu otrzymanych z pomocą programu ANSYS Fluent i informacji zawartych w literaturze obliczono pochodne aerodynamiczne oraz określono dane geometryczne i masowe samolotu AT-5. Wyznaczone dane były niezbędne do przeprowadzenia numerycznej analizy sterowności oraz stateczności statycznej i dynamicznej samolotu.

Wykorzystując wyniki obliczeń przeprowadzonych we wcześniejszych etapach opracowania, w rozdziale trzecim wykonano numeryczną analizę własności dynamicznych samolotu AT-5. Analizę przeprowadzono przy pomocy systemu obliczeniowego STB-0880 dla trzech różnych położań środka masy samolotu. Analizując uzyskane wyniki stwierdzono, że wartości współczynników tłumienia oscylacji szybkich, holendrowania i przechyłania są mniejsze od zera dla wszystkich analizowanych wyważań samolotu w całym zakresie prędkości lotu. Natomiast dla

małych prędkości lotu oscylacje fugoidalne są nietłumione. Jednakże po przekroczeniu prędkości lotu $V = 30\div 35$ m/s drgania te zaczynają być tłumione. Minimalny czas podwojenia amplitudy wynosi ponad 21 s i występuje dla wyważenia odpowiadającego maksymalnej masie startowej $x_c = 27.25$ %SCA. Wraz ze wzrostem prędkości lotu czas ten szybko rośnie. Najstłabiej tłumioną postacią drgań jest spirala. Dopiero po przekroczeniu prędkości lotu $V = 55\div 59$ m/s zaczyna być tłumiona. Jednakże minimalny czas podwojenia amplitudy wynosi 9 s i występuje dla prędkości minimalnej przy skrajnym przednim wyważeniu samolotu $x_c = 18.5$ %SCA. Wraz ze wzrostem prędkości lotu czas podwojenia dla spirali rośnie. Ponadto zaobserwowano, że dla wszystkich postaci drgań sztywnego samolotu wraz ze wzrostem prędkości lotu poprawia się ich tłumienie. Czas tłumienia do połowy amplitudy oscylacji szybkich jest bardzo mały i dodatkowo maleje wraz ze wzrostem prędkości lotu. Co więcej wartości bezwymiarowego współczynnika tłumienia

$\zeta_d = \frac{\xi}{\sqrt{\xi^2 + \eta^2}}$ oscylacji szybkich są większe od wartości 0.6. Natomiast czas

tłumienia amplitudy do połowy dla holendrowania w zależności od prędkości lotu początkowo rośnie, po czym dosyć szybko spada. Maksymalny czas stłumienia amplitudy do połowy dla holendrowania nie przekracza 2 s. Stosunek wartości współczynników tłumienia i częstości holendrowania $-\xi/\eta$ dla wszystkich analizowanych wyważań samolotu w całym zakresie prędkości lotu jest znacznie większy od wartości 0.0523. Wraz ze wzrostem prędkości lotu zwiększa się wartość częstości oscylacji szybkich i holendrowania. Natomiast wartości częstości oscylacji fugoidalnych maleją. Ponadto stwierdzono spadek wartości częstości oscylacji szybkich oraz fugoidalnych w miarę zmiany położenia środka masy od skrajnego przedniego do skrajnego tylnego.

Z otrzymanych wyników rozwiązania nieliniowego, pełnego układu równań równowagi samolotu AT-5 wynika, że niezależnie od wyważenia jest on zrównoważony pod względem sił i momentów w całym zakresie badanych prędkości lotu. Wartość prędkości optymalnej jest najmniejsza dla skrajnego przedniego położenia środka ciężkości samolotu. Największą wartość V_{opt} zaobserwowano dla $x_c = 29$ %SCA odpowiadającego maksymalnej masie startowej samolotu. Na małych prędkościach lotu i kątach natarcia $\alpha > \alpha_{opt}$ ciąg niezbędny zmniejsza się wraz ze wzrostem prędkości. Natomiast dla przypadków kiedy kąt natarcia $\alpha < \alpha_{opt}$ wartość ciągu niezbędnego rośnie wraz ze wzrostem prędkości lotu. Na podstawie otrzymanych wyników stwierdzono, że w celu zwiększenia prędkości lotu (zmniejszenia kąta natarcia) należy ster wysokości wychylić w kierunku dodatnim i odwrotnie przy zmniejszaniu prędkości. Taka zmiana kąta wychylenia steru wysokości wraz z prędkością świadczy o prawidłowości w ruchach drążkiem sterowym. Sterowanie takie nazywa się normalnym i występuje ono wtedy, gdy pochodna $\frac{d\delta_H}{dV} > 0$. Dodatnia wartość tej pochodnej świadczy o tym, że samolot jest

jednocześnie zrównoważony pod względem sił i momentów w całym zakresie badanych prędkości lotu. Ponadto udowodniono, że kąt wychylenia steru wysokości jest wystarczający do zapewnienia równowagi samolotu na wszystkich analizowanych prędkościach lotu. Zmiana kąta wychylenia steru wysokości zawiera się w przedziale od -9 deg do -1.5 deg (w górę), natomiast jego maksymalne wychylenie wynosi ± 25 deg. Przebiegi zmiany kąta natarcia wraz z prędkością są prawidłowe w celu ustalenia warunków lotu poziomego. Niezbędny do lotu poziomego współczynnik siły nośnej C_z maleje wraz ze wzrostem prędkości lotu. Wartość współczynnika siły nośnej jest najmniejsza dla skrajnego przedniego wyważenia samolotu ($x_c = 18.5$ %SCA, $m = 516.7$ kg), natomiast dla wyważenia odpowiadającego maksymalnej masie startowej samolotu ($x_c = 27.25$ %SCA, $m = 780$ kg) przyjmują wartość największą. Jest to związane ze zmianą masy samolotu dla różnych jego wyważień. Zwiększenie masy samolotu powoduje wzrost wartości siły nośnej niezbędnej do zrównoważenia ciężaru samolotu w czasie lotu poziomego. Wartość współczynnika oporu również maleje, jest to bezpośrednio związane ze zmniejszaniem się kąta natarcia wraz ze wzrostem prędkości lotu. Najmniejszą zmianę wartości współczynników oporu zaobserwowano dla wyważenia samolotu $x_c = 18.5$ %SCA. Natomiast dla położenia środka masy samolotu $x_c = 27.25$ %SCA uzyskano największe wartości współczynnika C_x . Wartość współczynnika momentu pochylającego dla samolotu bez usterzenia poziomego spada wraz ze wzrostem prędkości lotu. Wartości współczynnika momentu pochylającego są największe dla wyważenia odpowiadającego maksymalnej masie startowej $x_c = 27.25$ %SCA.

Wykaz literatury

- [1] Fluent Inc *FLUENT 12 Theory Guide* September 2009
- [2] ANSYS *ICEM CFD 11.0 Tutorial Manual*. 2007.
- [3] Kowaleczko G. *Zagadnienie odwrotne w mechanice lotu statków powietrznych*, WAT, Warszawa 2003
- [4] Cichosz E., Gałązka M., Kierkowski J., Piotrowski E., Szczeciński S. *Poradnik do projektowania samolotów cz.II*, WAT, Warszawa 1971
- [5] Krzyżanowski A. *Mechanika lotu*, WAT, Warszawa 2009
- [6] Cichosz E., Kierkowski J., *Przybliżone obliczenia wytrzymałościowe płatowców*, WAT, Warszawa 1971
- [7] Goraj Z. *Obliczenia sterowności, równowagi i stateczności samolotu w zakresie poddźwiękowym*, Politechnika Warszawska, Warszawa 1984
- [8] Goraj Z. *Dynamika i aerodynamika samolotów manewrowych z elementami obliczeń*, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2001

Załączniki

Załącznik nr 1 - Wyniki numerycznej analizy aerodynamicznej całego samolotu – opływ symetryczny.

net

alpha	beta	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmy[j]
-16	0	1800.666	-8523.16	3350.492	0.162856	-0.77085	0.299729
-14	0	1265.26	-8124.47	2835.223	0.114433	-0.7348	0.253634
-12	0	892.3731	-6982.25	2294.022	0.080708	-0.63149	0.205219
-10	0	692.6874	-5775.37	1886.186	0.062648	-0.52234	0.168735
-8	0	545.5684	-4476.42	1485.112	0.049342	-0.40486	0.132855
-6	0	432.1707	-3118.72	1083.547	0.039086	-0.28206	0.096932
-4	0	355.5563	-1732.9	688.3137	0.032157	-0.15673	0.061575
-2	0	313.0994	-346.057	288.1625	0.028317	-0.0313	0.025779
0	0	305.279	914.6152	-80.3114	0.02761	0.08272	-0.00718
2	0	326.2356	2297.693	-391.077	0.029505	0.207809	-0.03499
4	0	375.6066	3678.39	-742.057	0.033971	0.332682	-0.06638
6	0	456.3496	5047.971	-1103.12	0.041273	0.45655	-0.09868
8	0	565.623	6393.832	-1453.86	0.051156	0.578273	-0.13006
10	0	703.5003	7703.823	-1792.65	0.063626	0.696751	-0.16037
12	0	866.9756	8960.885	-2109.89	0.078411	0.810443	-0.18875
14	0	1052.89	10138.23	-2395.8	0.095226	0.916925	-0.21432
16	0	1256.044	11194.32	-2663.92	0.113599	1.012439	-0.23831
18	0	1472.039	12059.98	-2915.62	0.133135	1.090732	-0.26083
20	0	1708.419	12614.15	-3228.59	0.154513	1.140852	-0.28882
22	0	2020.791	12743.5	-3798.42	0.182765	1.152551	-0.3398
24	0	2536.021	12376.84	-4580.48	0.229363	1.119389	-0.40976
26	0	3201.183	11587.61	-4984.28	0.289522	1.04801	-0.44589
28	0	4018.152	10462.49	-5029.78	0.363411	0.946251	-0.44996

aileron

alpha	beta	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmy[j]
-16	0	25.415	-170.532	123.7152	0.002299	-0.01542	0.011067
-14	0	11.22373	-130.093	92.91164	0.001015	-0.01177	0.008312
-12	0	6.801108	-57.0881	42.43852	0.000615	-0.00516	0.003796
-10	0	5.074866	-15.1297	13.06215	0.000459	-0.00137	0.001169
-8	0	4.315187	15.57187	-8.77852	0.00039	0.001408	-0.00079
-6	0	5.462984	41.04738	-26.9458	0.000494	0.003712	-0.00241
-4	0	8.21894	61.90573	-41.8394	0.000743	0.005599	-0.00374
-2	0	12.17454	78.34748	-53.6441	0.001101	0.007086	-0.0048
0	0	17.20041	91.12134	-62.9031	0.001556	0.008241	-0.00563
2	0	22.99821	103.4627	-72.0362	0.00208	0.009357	-0.00644
4	0	29.81375	116.5162	-81.9359	0.002696	0.010538	-0.00733
6	0	37.61234	130.381	-92.7398	0.003402	0.011792	-0.0083
8	0	46.32608	144.3476	-103.953	0.00419	0.013055	-0.0093
10	0	56.02599	158.0012	-115.307	0.005067	0.01429	-0.01032

12	0	66.60123	171.4273	-126.899	0.006024	0.015504	-0.01135
14	0	78.06091	184.2038	-138.445	0.00706	0.01666	-0.01239
16	0	90.23648	195.823	-149.585	0.008161	0.017711	-0.01338
18	0	102.821	205.5631	-159.795	0.009299	0.018592	-0.01429
20	0	116.1295	214.6038	-169.995	0.010503	0.019409	-0.01521
22	0	133.446	226.9989	-183.639	0.012069	0.02053	-0.01643
24	0	160.0499	251.4658	-208.186	0.014475	0.022743	-0.01862
26	0	192.4946	282.4036	-239.021	0.01741	0.025541	-0.02138
28	0	230.0938	312.247	-271.165	0.02081	0.02824	-0.02426

elev

alpha	beta	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmy[j]
-16	0	22.99204	-70.297	328.3859	0.002079	-0.00636	0.029377
-14	0	17.02357	-63.9559	292.9265	0.00154	-0.00578	0.026205
-12	0	12.99088	-57.4269	260.5137	0.001175	-0.00519	0.023305
-10	0	9.77401	-50.1591	226.2724	0.000884	-0.00454	0.020242
-8	0	7.146243	-42.3725	190.513	0.000646	-0.00383	0.017043
-6	0	5.03215	-33.9971	152.6186	0.000455	-0.00307	0.013653
-4	0	3.486312	-25.361	113.9265	0.000315	-0.00229	0.010192
-2	0	2.439638	-16.3368	73.67697	0.000221	-0.00148	0.006591
0	0	2.007658	-7.66741	35.19008	0.000182	-0.00069	0.003148
2	0	1.931632	0.339616	-0.49722	0.000175	3.07E-05	-4.4E-05
4	0	2.624338	8.700011	-37.7857	0.000237	0.000787	-0.00338
6	0	3.817711	17.42436	-76.9888	0.000345	0.001576	-0.00689
8	0	5.527465	25.95454	-115.7	0.0005	0.002347	-0.01035
10	0	7.69322	33.97582	-152.6	0.000696	0.003073	-0.01365
12	0	10.22763	41.25551	-186.714	0.000925	0.003731	-0.0167
14	0	13.05985	47.78221	-218.061	0.001181	0.004322	-0.01951
16	0	16.28567	54.11862	-249.279	0.001473	0.004895	-0.0223
18	0	19.57737	58.70573	-273.279	0.001771	0.005309	-0.02445
20	0	23.49592	63.03944	-297.217	0.002125	0.005701	-0.02659
22	0	30.96981	72.52818	-348.261	0.002801	0.00656	-0.03115
24	0	60.64241	116.575	-578.305	0.005485	0.010543	-0.05173
26	0	96.79577	155.4895	-799.514	0.008754	0.014063	-0.07152
28	0	112.9713	157.225	-839.569	0.010217	0.01422	-0.07511

flap

alpha	beta	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmy[j]
-16	0	83.33585	-368.455	260.3164	0.007537	-0.03332	0.023287
-14	0	32.24902	-197.744	139.0339	0.002917	-0.01788	0.012438
-12	0	11.3224	-96.3888	68.1687	0.001024	-0.00872	0.006098
-10	0	3.984385	-44.5803	32.26871	0.00036	-0.00403	0.002887
-8	0	1.628839	-5.21504	5.023454	0.000147	-0.00047	0.000449
-6	0	2.3471	29.47504	-19.0966	0.000212	0.002666	-0.00171
-4	0	5.627319	61.39072	-41.3947	0.000509	0.005552	-0.0037
-2	0	10.79676	91.15523	-62.4193	0.000976	0.008244	-0.00558
0	0	17.21557	117.8246	-81.575	0.001557	0.010656	-0.0073

2	0	25.66091	141.553	-98.786	0.002321	0.012802	-0.00884
4	0	35.60838	165.239	-116.187	0.003221	0.014945	-0.01039
6	0	47.02425	187.6639	-133.071	0.004253	0.016973	-0.0119
8	0	59.78802	208.7317	-149.419	0.005407	0.018878	-0.01337
10	0	73.90448	228.4419	-165.296	0.006684	0.020661	-0.01479
12	0	89.35452	246.6322	-180.677	0.008081	0.022306	-0.01616
14	0	106.026	262.4731	-195.087	0.009589	0.023739	-0.01745
16	0	124.8004	277.0086	-209.712	0.011287	0.025053	-0.01876
18	0	149.9114	296.0283	-230.207	0.013558	0.026773	-0.02059
20	0	185.7556	323.2057	-260.874	0.0168	0.029231	-0.02334
22	0	234.8007	357.4532	-302.238	0.021236	0.032329	-0.02704
24	0	287.3975	384.0312	-341.473	0.025993	0.034733	-0.03055
26	0	305.0412	367.1977	-339.974	0.027589	0.03321	-0.03041
28	0	321.5216	347.3942	-337.619	0.029079	0.031419	-0.0302

front_gear

alpha	beta	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmy[j]
-16	0	29.31668	0.602707	-27.8261	0.002651	5.45E-05	-0.00249
-14	0	29.54642	0.243056	-26.9699	0.002672	2.2E-05	-0.00241
-12	0	29.4631	-0.10879	-25.853	0.002665	-9.8E-06	-0.00231
-10	0	28.96888	-0.6435	-24.6981	0.00262	-5.8E-05	-0.00221
-8	0	28.38976	-1.63808	-24.2607	0.002568	-0.00015	-0.00217
-6	0	27.43353	-2.54884	-23.5615	0.002481	-0.00023	-0.00211
-4	0	26.65609	-2.77195	-22.0612	0.002411	-0.00025	-0.00197
-2	0	25.69745	-3.22064	-20.8421	0.002324	-0.00029	-0.00186
0	0	24.26037	-4.21118	-20.2058	0.002194	-0.00038	-0.00181
2	0	24.16455	-3.40217	-17.758	0.002185	-0.00031	-0.00159
4	0	23.61463	-2.76427	-15.2308	0.002136	-0.00025	-0.00136
6	0	22.66106	-2.9008	-13.8444	0.00205	-0.00026	-0.00124
8	0	21.73548	-2.92692	-12.3694	0.001966	-0.00026	-0.00111
10	0	20.85155	-2.99392	-11.0296	0.001886	-0.00027	-0.00099
12	0	19.88473	-2.87652	-9.46633	0.001798	-0.00026	-0.00085
14	0	18.73749	-2.63771	-7.73697	0.001695	-0.00024	-0.00069
16	0	17.87339	-2.38756	-6.18443	0.001617	-0.00022	-0.00055
18	0	17.11305	-2.332	-5.08536	0.001548	-0.00021	-0.00045
20	0	16.0641	-2.38419	-4.19182	0.001453	-0.00022	-0.00037
22	0	14.61107	-2.70155	-3.81584	0.001321	-0.00024	-0.00034
24	0	13.22785	-2.95963	-3.52128	0.001196	-0.00027	-0.00032
26	0	12.36547	-3.13146	-3.23048	0.001118	-0.00028	-0.00029
28	0	11.62469	-2.83677	-2.20174	0.001051	-0.00026	-0.0002

horiz_stab

alpha	beta	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmy[j]
-16	0	169.253	-962.459	3948.773	0.015308	-0.08705	0.35325
-14	0	135.1771	-890.139	3650.664	0.012226	-0.08051	0.326582
-12	0	104.7651	-793.236	3257.425	0.009475	-0.07174	0.291403
-10	0	79.57525	-689.275	2836.881	0.007197	-0.06234	0.253782

-8	0	58.98556	-582.227	2402.919	0.005335	-0.05266	0.214961
-6	0	42.90249	-474.129	1963.085	0.00388	-0.04288	0.175614
-4	0	31.39582	-367.099	1525.85	0.00284	-0.0332	0.1365
-2	0	24.47989	-259.841	1085.559	0.002214	-0.0235	0.097112
0	0	21.97376	-153.321	646.5554	0.001987	-0.01387	0.05784
2	0	21.90165	-74.5855	317.759	0.001981	-0.00675	0.028426
4	0	26.93925	19.57281	-75.7434	0.002436	0.00177	-0.00678
6	0	36.01307	115.3733	-479.154	0.003257	0.010435	-0.04286
8	0	48.76275	207.6875	-871.302	0.00441	0.018784	-0.07795
10	0	65.07526	295.801	-1249.31	0.005886	0.026753	-0.11176
12	0	84.58497	378.4814	-1608.1	0.00765	0.034231	-0.14386
14	0	106.6062	454.8348	-1943.9	0.009642	0.041136	-0.1739
16	0	130.922	528.0445	-2269.98	0.011841	0.047758	-0.20307
18	0	157.9868	599.2522	-2590.2	0.014289	0.054198	-0.23171
20	0	191.4485	681.8176	-2962.58	0.017315	0.061665	-0.26503
22	0	239.8696	804.6395	-3514.25	0.021694	0.072773	-0.31438
24	0	311.7831	883.8399	-3930.68	0.028198	0.079936	-0.35163
26	0	383.8125	869.096	-3988.03	0.034713	0.078603	-0.35676
28	0	414.2811	804.5436	-3790.82	0.037469	0.072765	-0.33912

kadlub

alpha	beta	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmy[j]
-16	0	360.6414	-1378.37	-1246.5	0.032617	-0.12466	-0.11151
-14	0	287.7382	-1203.58	-1140.97	0.026024	-0.10885	-0.10207
-12	0	231.3549	-1011.43	-1022.29	0.020924	-0.09148	-0.09145
-10	0	184.6681	-809.568	-896.843	0.016702	-0.07322	-0.08023
-8	0	147.1179	-599.435	-769.728	0.013306	-0.05421	-0.06886
-6	0	117.5256	-383.379	-642.628	0.010629	-0.03467	-0.05749
-4	0	96.16951	-164.076	-516.187	0.008698	-0.01484	-0.04618
-2	0	83.09912	52.56005	-395.132	0.007516	0.004754	-0.03535
0	0	78.26803	235.8994	-258.327	0.007079	0.021335	-0.02311
2	0	80.96683	470.3413	-171.672	0.007323	0.042539	-0.01536
4	0	90.37641	682.1467	-57.1054	0.008174	0.061695	-0.00511
6	0	106.9443	887.1121	59.80505	0.009672	0.080232	0.00535
8	0	130.0168	1087.734	173.8942	0.011759	0.098377	0.015556
10	0	159.0004	1280.68	283.9484	0.01438	0.115828	0.025402
12	0	193.2205	1462.906	391.0228	0.017475	0.132309	0.03498
14	0	231.7972	1630.054	498.4393	0.020964	0.147426	0.044589
16	0	272.7694	1773.196	606.6038	0.02467	0.160372	0.054266
18	0	316.9295	1884.552	710.9226	0.028664	0.170443	0.063598
20	0	367.784	1944.44	814.7676	0.033263	0.17586	0.072888
22	0	432.9709	1942.682	935.1315	0.039159	0.175701	0.083655
24	0	547.6884	1904.39	1022.607	0.049534	0.172237	0.091481
26	0	680.8089	1813.696	1113.85	0.061574	0.164035	0.099643
28	0	836.4664	1732.606	1141.181	0.075652	0.156701	0.102088

main_gear

alpha	beta	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmy[j]
-16	0	42.65159	11.89859	-24.5462	0.003858	0.001076	-0.0022
-14	0	41.64601	11.26489	-23.9299	0.003767	0.001019	-0.00214
-12	0	41.14913	11.96291	-24.1114	0.003722	0.001082	-0.00216
-10	0	41.237	10.06672	-23.3544	0.00373	0.00091	-0.00209
-8	0	43.22231	9.284778	-24.6175	0.003909	0.00084	-0.0022
-6	0	42.46148	7.728042	-23.8464	0.00384	0.000699	-0.00213
-4	0	42.72508	5.8088	-23.8393	0.003864	0.000525	-0.00213
-2	0	42.35296	3.826174	-23.6282	0.00383	0.000346	-0.00211
0	0	43.51132	3.347447	-24.8142	0.003935	0.000303	-0.00222
2	0	43.30191	1.201199	-24.7777	0.003916	0.000109	-0.00222
4	0	41.93645	-0.13074	-23.9522	0.003793	-1.2E-05	-0.00214
6	0	41.48289	-1.06862	-24.0911	0.003752	-9.7E-05	-0.00216
8	0	40.54262	-2.32113	-23.7088	0.003667	-0.00021	-0.00212
10	0	40.22068	-2.88375	-23.9354	0.003638	-0.00026	-0.00214
12	0	39.47069	-3.48048	-23.8562	0.00357	-0.00031	-0.00213
14	0	38.95456	-3.741	-23.9613	0.003523	-0.00034	-0.00214
16	0	38.78611	-5.35414	-24.1945	0.003508	-0.00048	-0.00216
18	0	37.86089	-7.06449	-23.8181	0.003424	-0.00064	-0.00213
20	0	37.80916	-8.40423	-24.1056	0.00342	-0.00076	-0.00216
22	0	38.22804	-9.66963	-24.7688	0.003457	-0.00087	-0.00222
24	0	39.20565	-11.1391	-25.8224	0.003546	-0.00101	-0.00231
26	0	39.37028	-13.3218	-26.1994	0.003561	-0.0012	-0.00234
28	0	40.83007	-15.0607	-27.7559	0.003693	-0.00136	-0.00248

rudder

alpha	beta	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmy[j]
-16	0	-0.36337	-0.97841	3.219083	-3.3E-05	-8.8E-05	0.000288
-14	0	-0.83904	-0.65856	1.078693	-7.6E-05	-6E-05	9.65E-05
-12	0	-1.0383	-0.24133	-0.90424	-9.4E-05	-2.2E-05	-8.1E-05
-10	0	-1.15664	0.208387	-2.88004	-0.0001	1.88E-05	-0.00026
-8	0	-1.23178	0.661664	-4.80741	-0.00011	5.98E-05	-0.00043
-6	0	-1.28631	1.112063	-6.7024	-0.00012	0.000101	-0.0006
-4	0	-1.31221	1.55552	-8.55924	-0.00012	0.000141	-0.00077
-2	0	-1.09451	1.9424	-10.0182	-9.9E-05	0.000176	-0.0009
0	0	-1.27586	2.357475	-11.9537	-0.00012	0.000213	-0.00107
2	0	-1.10698	2.588589	-12.7189	-0.0001	0.000234	-0.00114
4	0	-1.27831	3.011199	-14.5036	-0.00012	0.000272	-0.0013
6	0	-1.20584	3.332846	-15.7758	-0.00011	0.000301	-0.00141
8	0	-1.1466	3.629194	-16.9534	-0.0001	0.000328	-0.00152
10	0	-1.10375	3.913547	-18.0671	-1E-04	0.000354	-0.00162
12	0	-1.08101	4.193415	-19.1297	-9.8E-05	0.000379	-0.00171
14	0	-1.07345	4.465326	-20.1152	-9.7E-05	0.000404	-0.0018
16	0	-1.05054	4.74801	-21.1109	-9.5E-05	0.000429	-0.00189
18	0	-0.90728	5.009787	-22.0575	-8.2E-05	0.000453	-0.00197
20	0	-0.75531	5.314038	-23.1704	-6.8E-05	0.000481	-0.00207

22	0	-0.61503	5.767483	-24.9197	-5.6E-05	0.000522	-0.00223
24	0	-0.18643	5.787687	-25.1236	-1.7E-05	0.000523	-0.00225
26	0	1.452636	3.966352	-18.4149	0.000131	0.000359	-0.00165
28	0	3.59867	2.039433	-12.4333	0.000325	0.000184	-0.00111

vert_stab

alpha	beta	total_fcx[j]	total_fcx[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmy[j]
-16	0	21.2951	0.241029	40.42321	0.001926	2.18E-05	0.003616
-14	0	20.74147	-0.69969	39.67053	0.001876	-6.3E-05	0.003549
-12	0	19.93318	-1.52101	38.21574	0.001803	-0.00014	0.003419
-10	0	19.08282	-2.35849	37.01309	0.001726	-0.00021	0.003311
-8	0	18.13063	-3.09968	35.5797	0.00164	-0.00028	0.003183
-6	0	17.07316	-3.72281	33.85417	0.001544	-0.00034	0.003029
-4	0	15.99407	-4.24498	32.01856	0.001447	-0.00038	0.002864
-2	0	15.13012	-4.41407	29.35117	0.001368	-0.0004	0.002626
0	0	14.42877	-5.29613	29.81571	0.001305	-0.00048	0.002667
2	0	13.3064	-4.51622	24.0299	0.001203	-0.00041	0.00215
4	0	11.99386	-4.12759	19.75407	0.001085	-0.00037	0.001767
6	0	10.92093	-4.07076	17.16364	0.000988	-0.00037	0.001535
8	0	9.923119	-3.96742	14.70765	0.000897	-0.00036	0.001316
10	0	8.957785	-3.67572	11.80873	0.00081	-0.00033	0.001056
12	0	8.013391	-3.24601	8.639613	0.000725	-0.00029	0.000773
14	0	7.050343	-2.75503	5.502572	0.000638	-0.00025	0.000492
16	0	5.99551	-2.12991	2.118136	0.000542	-0.00019	0.000189
18	0	5.076407	-1.45463	-1.22341	0.000459	-0.00013	-0.00011
20	0	4.489457	-0.62035	-5.07662	0.000406	-5.6E-05	-0.00045
22	0	3.594807	0.386485	-9.38496	0.000325	3.5E-05	-0.00084
24	0	3.100438	2.491786	-17.6808	0.00028	0.000225	-0.00158
26	0	4.364861	5.754442	-31.3637	0.000395	0.00052	-0.00281
28	0	4.689633	6.858639	-37.4044	0.000424	0.00062	-0.00335

wing

alpha	beta	total_fcx[j]	total_fcx[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmy[j]
-16	0	1046.128	-5584.82	-55.4705	0.094614	-0.5051	-0.00496
-14	0	690.7532	-5649.11	-189.192	0.062473	-0.51092	-0.01692
-12	0	435.6317	-4976.77	-299.586	0.0394	-0.45011	-0.0268
-10	0	321.4787	-4173.93	-311.536	0.029075	-0.3775	-0.02787
-8	0	237.8638	-3267.95	-316.731	0.021513	-0.29556	-0.02833
-6	0	173.2186	-2300.31	-323.229	0.015666	-0.20804	-0.02892
-4	0	126.5954	-1300.01	-329.6	0.01145	-0.11758	-0.02949
-2	0	98.02347	-290.075	-334.741	0.008865	-0.02624	-0.02995
0	0	87.68896	634.5603	-332.094	0.007931	0.057391	-0.02971
2	0	93.11052	1660.711	-334.62	0.008421	0.150198	-0.02993
4	0	113.9778	2690.227	-339.367	0.010308	0.24331	-0.03036
6	0	151.0789	3714.724	-344.423	0.013664	0.335968	-0.03081
8	0	204.1473	4724.963	-349.058	0.018464	0.427336	-0.03123
10	0	272.8746	5712.563	-352.858	0.024679	0.516657	-0.03157

12	0	356.6989	6665.593	-354.71	0.032261	0.602851	-0.03173
14	0	453.671	7563.555	-352.431	0.041031	0.684065	-0.03153
16	0	559.4254	8371.252	-342.59	0.050596	0.757115	-0.03065
18	0	665.6703	9021.719	-320.881	0.060205	0.815945	-0.02871
20	0	766.1983	9393.133	-296.144	0.069297	0.849536	-0.02649
22	0	892.9147	9345.419	-322.267	0.080757	0.845221	-0.02883
24	0	1113.112	8842.353	-472.296	0.100672	0.799722	-0.04225
26	0	1484.677	8106.461	-652.384	0.134278	0.733167	-0.05836
28	0	2042.074	7117.477	-852	0.18469	0.643721	-0.07622

Załącznik nr 2 - Wyniki numerycznej analizy aerodynamicznej samolotu bez usterzenia poziomego – opływ symetryczny.

net

alpha	beta	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmy[j]
-16	0	1512.83	-7503.57	70.35614	0.209795	-1.04057	0.008462
-14	0	978.2542	-7125.36	-201.194	0.135662	-0.98812	-0.0242
-12	0	660.5505	-6112.07	-458.466	0.091603	-0.8476	-0.05514
-10	0	496.0569	-5021.08	-575.249	0.068792	-0.69631	-0.06919
-8	0	377.2495	-3839.41	-676.331	0.052316	-0.53244	-0.08134
-6	0	290.0583	-2599.15	-769.078	0.040224	-0.36044	-0.0925
-4	0	233.065	-1332.95	-848.497	0.032321	-0.18485	-0.10205
-2	0	205.4649	-63.0884	-918.284	0.028493	-0.00875	-0.11045
0	0	207.2409	1076.706	-926.528	0.02874	0.149314	-0.11144
2	0	231.981	2383.487	-1007.88	0.03217	0.330535	-0.12122
4	0	283.2129	3661.979	-1044.19	0.039275	0.507833	-0.12559
6	0	359.9313	4922.922	-1060.02	0.049914	0.682697	-0.12749
8	0	460.9271	6161.976	-1062.2	0.06392	0.854525	-0.12775
10	0	585.3271	7369.72	-1052.36	0.081171	1.022012	-0.12657
12	0	731.4124	8526.339	-1025	0.10143	1.182409	-0.12328
14	0	896.4806	9605.072	-974.004	0.124321	1.332004	-0.11715
16	0	1075.786	10561.72	-893.794	0.149187	1.464669	-0.1075
18	0	1274.058	11352.36	-806.37	0.176683	1.574313	-0.09699
20	0	1494.697	11798.31	-708.225	0.20728	1.636157	-0.08518
22	0	1765.042	11732.26	-625.73	0.244771	1.626996	-0.07526
24	0	2180.494	11153.88	-654.911	0.302385	1.546788	-0.07877
26	0	2753.336	10338.97	-867.289	0.381825	1.433779	-0.10431
28	0	3334.383	9542.588	-1057.46	0.462403	1.323339	-0.12718

aileron

alpha	beta	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmy[j]
-16	0	26.18837	-185.315	160.2486	0.003632	-0.0257	0.019274
-14	0	12.38328	-130.148	112.0214	0.001717	-0.01805	0.013473
-12	0	6.526199	-54.4362	47.81556	0.000905	-0.00755	0.005751
-10	0	4.866495	-13.7901	13.2917	0.000675	-0.00191	0.001599
-8	0	4.203785	16.50132	-12.5131	0.000583	0.002288	-0.0015
-6	0	5.395767	41.64326	-33.9702	0.000748	0.005775	-0.00409
-4	0	8.250803	61.92142	-51.3269	0.001144	0.008587	-0.00617

-2	0	12.3579	77.86142	-65.0864	0.001714	0.010798	-0.00783
0	0	17.42282	90.70567	-76.3841	0.002416	0.012579	-0.00919
2	0	23.16287	102.836	-87.2601	0.003212	0.014261	-0.0105
4	0	29.85112	115.3073	-98.7264	0.00414	0.01599	-0.01187
6	0	37.54364	128.6873	-111.306	0.005206	0.017846	-0.01339
8	0	46.20638	142.5051	-124.625	0.006408	0.019762	-0.01499
10	0	55.8035	156.1426	-138.18	0.007739	0.021653	-0.01662
12	0	66.28612	169.4061	-151.84	0.009192	0.023493	-0.01826
14	0	77.56634	181.9477	-165.34	0.010757	0.025232	-0.01989
16	0	89.51624	193.3466	-178.346	0.012414	0.026813	-0.02145
18	0	101.9148	203.1087	-190.452	0.014133	0.028167	-0.02291
20	0	115.2074	212.197	-202.596	0.015977	0.029427	-0.02437
22	0	132.5173	225.5623	-219.721	0.018377	0.03128	-0.02643
24	0	155.774	244.7699	-243.993	0.021602	0.033944	-0.02935
26	0	187.5167	274.5406	-279.799	0.026004	0.038073	-0.03365
28	0	217.7862	294.129	-308.147	0.030202	0.040789	-0.03706

flap

alpha	beta	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmy[j]
-16	0	87.7834	-384.057	321.3809	0.012174	-0.05326	0.038654
-14	0	32.65971	-191.352	160.7994	0.004529	-0.02654	0.01934
-12	0	9.60789	-77.5694	66.25276	0.001332	-0.01076	0.007968
-10	0	2.812513	-27.6277	24.7822	0.00039	-0.00383	0.002981
-8	0	1.238632	9.528262	-6.19794	0.000172	0.001321	-0.00075
-6	0	2.660748	42.9324	-34.2223	0.000369	0.005954	-0.00412
-4	0	6.372756	73.61984	-60.1446	0.000884	0.010209	-0.00723
-2	0	11.99527	102.5245	-84.7833	0.001663	0.014218	-0.0102
0	0	18.67112	127.1446	-106.119	0.002589	0.017632	-0.01276
2	0	27.36549	150.3464	-126.459	0.003795	0.02085	-0.01521
4	0	37.52783	172.9362	-146.539	0.005204	0.023982	-0.01762
6	0	49.06501	194.468	-166.152	0.006804	0.026968	-0.01998
8	0	61.86212	214.6105	-185.07	0.008579	0.029762	-0.02226
10	0	75.95927	233.5544	-203.551	0.010534	0.032389	-0.02448
12	0	91.38803	251.1408	-221.589	0.012673	0.034828	-0.02665
14	0	108.1501	266.6624	-238.796	0.014998	0.03698	-0.02872
16	0	127.5712	281.7563	-257.389	0.017691	0.039073	-0.03096
18	0	154.1237	303.1965	-284.941	0.021373	0.042046	-0.03427
20	0	190.5062	330.1821	-322.82	0.026419	0.045789	-0.03883
22	0	244.9285	369.2365	-380.886	0.033966	0.051205	-0.04581
24	0	288.0328	381.4957	-415.168	0.039944	0.052905	-0.04993
26	0	315.7983	375.5315	-428.157	0.043794	0.052078	-0.0515
28	0	325.0915	352.9452	-418.941	0.045083	0.048945	-0.05039

kadlub

alpha	beta	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmy[j]
-16	0	339.6508	-1379.35	-1099.84	0.047102	-0.19128	-0.13228
-14	0	266.3628	-1194	-1029.07	0.036938	-0.16558	-0.12377

-12	0	212.9482	-1001.23	-939.881	0.029531	-0.13885	-0.11304
-10	0	169.8003	-801.555	-842.323	0.023547	-0.11116	-0.10131
-8	0	135.2226	-592.095	-744.445	0.018752	-0.08211	-0.08954
-6	0	108.3089	-376.508	-644.11	0.01502	-0.05221	-0.07747
-4	0	89.44723	-159.864	-541.823	0.012404	-0.02217	-0.06517
-2	0	78.80503	55.91625	-443.801	0.010928	0.007754	-0.05338
0	0	76.92276	235.0364	-320.26	0.010667	0.032594	-0.03852
2	0	80.35325	472.4669	-255.734	0.011143	0.06552	-0.03076
4	0	91.77612	684.3192	-158.642	0.012727	0.094899	-0.01908
6	0	109.9244	887.649	-55.2432	0.015244	0.123097	-0.00664
8	0	134.2534	1085.39	48.03523	0.018618	0.150519	0.005777
10	0	164.2583	1276.332	149.08	0.022779	0.176998	0.01793
12	0	199.0299	1455.611	250.9463	0.027601	0.20186	0.030182
14	0	237.5657	1617.753	355.6831	0.032945	0.224345	0.042779
16	0	278.734	1754.455	465.0737	0.038654	0.243303	0.055936
18	0	327.718	1868.486	563.8354	0.045447	0.259116	0.067815
20	0	387.4656	1924.979	665.4469	0.053733	0.266951	0.080036
22	0	453.7371	1892.547	810.5779	0.062923	0.262453	0.097491
24	0	569.2955	1816.666	936.7329	0.078948	0.25193	0.112664
26	0	691.9581	1688.323	1010.699	0.095959	0.234132	0.121561
28	0	869.6825	1744.836	933.5904	0.120605	0.241969	0.112286

rudder

alpha	beta	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmy[j]
-16	0	-0.88219	2.786557	-12.037	-0.00012	0.000386	-0.00145
-14	0	-0.83595	2.836549	-12.4254	-0.00012	0.000393	-0.00149
-12	0	-0.72646	2.8983	-12.7596	-0.0001	0.000402	-0.00153
-10	0	-0.63704	2.954608	-13.108	-8.8E-05	0.00041	-0.00158
-8	0	-0.55601	2.998619	-13.4192	-7.7E-05	0.000416	-0.00161
-6	0	-0.48024	3.028967	-13.6799	-6.7E-05	0.00042	-0.00165
-4	0	-0.41295	3.052958	-13.9253	-5.7E-05	0.000423	-0.00167
-2	0	-0.2402	3.011555	-13.8596	-3.3E-05	0.000418	-0.00167
0	0	-0.15285	3.073574	-14.2632	-2.1E-05	0.000426	-0.00172
2	0	-0.1574	3.061558	-14.2953	-2.2E-05	0.000425	-0.00172
4	0	-0.16675	3.156693	-14.7587	-2.3E-05	0.000438	-0.00178
6	0	-0.10335	3.111877	-14.6489	-1.4E-05	0.000432	-0.00176
8	0	-0.05891	3.030446	-14.3709	-8.2E-06	0.00042	-0.00173
10	0	-0.01767	2.923773	-13.9562	-2.5E-06	0.000405	-0.00168
12	0	0.016134	2.810873	-13.4892	2.24E-06	0.00039	-0.00162
14	0	0.048126	2.675807	-12.9	6.67E-06	0.000371	-0.00155
16	0	0.07718	2.510246	-12.161	1.07E-05	0.000348	-0.00146
18	0	0.072154	2.319009	-11.2755	1E-05	0.000322	-0.00136
20	0	0.084149	2.137309	-10.4401	1.17E-05	0.000296	-0.00126
22	0	0.107077	1.956809	-9.66177	1.48E-05	0.000271	-0.00116
24	0	0.175543	1.143792	-5.96823	2.43E-05	0.000159	-0.00072
26	0	0.389314	0.056655	-1.09009	5.4E-05	7.86E-06	-0.00013

	28	0	1.14437	-1.59383	4.819182	0.000159	-0.00022	0.00058
vert_stab								
	alpha	beta	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmy[j]
	-16	0	12.1353	4.975683	1.609458	0.001683	0.00069	0.000194
	-14	0	12.40318	4.040428	3.612904	0.00172	0.00056	0.000435
	-12	0	12.53982	3.113982	5.40197	0.001739	0.000432	0.00065
	-10	0	12.66559	2.090525	7.593954	0.001756	0.00029	0.000913
	-8	0	12.75674	1.050835	9.866422	0.001769	0.000146	0.001187
	-6	0	12.79344	-0.03077	12.29692	0.001774	-4.3E-06	0.001479
	-4	0	12.79718	-1.13423	14.83557	0.001775	-0.00016	0.001784
	-2	0	12.91782	-2.03457	16.7164	0.001791	-0.00028	0.002011
	0	0	13.25102	-3.73843	21.78481	0.001838	-0.00052	0.00262
	2	0	12.59949	-3.66848	19.62754	0.001747	-0.00051	0.002361
	4	0	12.29322	-4.23628	20.10435	0.001705	-0.00059	0.002418
	6	0	12.09797	-5.32235	22.78007	0.001678	-0.00074	0.00274
	8	0	11.85923	-6.47442	25.76866	0.001645	-0.0009	0.003099
	10	0	11.56286	-7.52748	28.41787	0.001604	-0.00104	0.003418
	12	0	11.20408	-8.50288	30.81911	0.001554	-0.00118	0.003707
	14	0	10.76807	-9.45537	33.2162	0.001493	-0.00131	0.003995
	16	0	10.23533	-10.452	35.90523	0.001419	-0.00145	0.004318
	18	0	9.621227	-11.4737	38.82937	0.001334	-0.00159	0.00467
	20	0	9.029057	-12.6084	42.25526	0.001252	-0.00175	0.005082
	22	0	8.617343	-14.0216	46.72207	0.001195	-0.00194	0.005619
	24	0	8.420798	-15.0936	50.26153	0.001168	-0.00209	0.006045
	26	0	8.724755	-13.8088	44.12154	0.00121	-0.00191	0.005307
	28	0	6.90299	-12.7509	40.02023	0.000957	-0.00177	0.004813

wing								
	alpha	beta	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmy[j]
	-16	0	1047.954	-5562.61	698.9949	0.145327	-0.77141	0.084071
	-14	0	655.2811	-5616.74	563.8723	0.090873	-0.77891	0.067819
	-12	0	419.6548	-4984.85	374.7039	0.058197	-0.69128	0.045067
	-10	0	306.549	-4183.15	234.5137	0.042511	-0.58011	0.028206
	-8	0	224.3837	-3277.4	90.37805	0.031117	-0.4545	0.01087
	-6	0	161.3797	-2310.21	-55.3924	0.02238	-0.32037	-0.00666
	-4	0	116.61	-1310.55	-196.112	0.016171	-0.18174	-0.02359
	-2	0	89.62911	-300.368	-327.47	0.01243	-0.04165	-0.03939
	0	0	81.12607	624.4837	-431.286	0.01125	0.086602	-0.05187
	2	0	88.65726	1658.445	-543.758	0.012295	0.229988	-0.0654
	4	0	111.9314	2690.496	-645.626	0.015522	0.37311	-0.07765
	6	0	151.4037	3714.328	-735.445	0.020996	0.515092	-0.08845
	8	0	206.8049	4722.914	-811.937	0.028679	0.65496	-0.09765
	10	0	277.7608	5708.294	-874.167	0.038519	0.79161	-0.10514
	12	0	363.4882	6655.873	-919.849	0.050408	0.923018	-0.11063
	14	0	462.3823	7545.488	-945.867	0.064122	1.046387	-0.11376
	16	0	569.6524	8340.098	-946.877	0.078998	1.156581	-0.11388

18	0	680.6084	8986.724	-922.366	0.094385	1.246253	-0.11094
20	0	792.4044	9341.426	-880.071	0.109888	1.295442	-0.10585
22	0	925.1345	9256.976	-872.761	0.128295	1.283731	-0.10497
24	0	1158.796	8724.895	-976.776	0.160698	1.209944	-0.11748
26	0	1548.949	8014.327	-1213.06	0.214804	1.111404	-0.1459
28	0	1913.776	7165.023	-1308.8	0.265397	0.993625	-0.15741

**Załącznik nr 3 - Wyniki numerycznej analizy aerodynamicznej całego samolotu
– opływ niesymetryczny.**

Net

alpha	beta	total_fcx[j]	total_cx[j]	total_fcy[j]	total_cy[j]	total_mz[j]	total_cmz[j]
0	-20	656,0118	0,0910	-1329,7998	-0,1845	-2743,5258	-0,3298
0	-18	577,2109	0,0801	-1230,8699	-0,1708	-2520,2267	-0,3030
0	-16	509,2314	0,0706	-1118,9756	-0,1552	-2247,8967	-0,2702
0	-14	460,8391	0,0639	-1010,1789	-0,1401	-2031,5458	-0,2442
0	-12	419,5605	0,0582	-890,2447	-0,1235	-1791,8877	-0,2154
0	-10	386,6042	0,0536	-755,6382	-0,1048	-1518,9188	-0,1826
0	-8	359,7745	0,0499	-608,1483	-0,0844	-1217,0717	-0,1463
0	-6	339,5565	0,0471	-457,1368	-0,0634	-902,8467	-0,1085
0	-4	323,7745	0,0449	-303,2457	-0,0421	-587,4712	-0,0706
0	-2	315,6683	0,0438	-148,8576	-0,0207	-263,2178	-0,0316
0	0	312,9865	0,0434	-0,2457	0,0000	-1,5109	-0,0002
0	2	316,8594	0,0440	146,9516	0,0204	254,9484	0,0306
0	4	324,7190	0,0450	306,1921	0,0425	578,0886	0,0695
0	6	339,6999	0,0471	458,2605	0,0636	894,1028	0,1075
0	8	362,9463	0,0504	614,3893	0,0852	1212,2544	0,1457
0	10	390,0531	0,0541	762,1935	0,1057	1517,6500	0,1824
0	12	424,4757	0,0589	899,5736	0,1248	1795,6157	0,2159
0	14	464,7527	0,0645	1017,3777	0,1411	2031,3251	0,2442
0	16	513,1379	0,0712	1118,4146	0,1552	2245,2552	0,2699
0	18	583,8273	0,0810	1229,3154	0,1705	2495,0577	0,3000
0	20	659,5796	0,0915	1324,3542	0,1837	2724,2098	0,3275

aileron

alpha	beta	total_fcx[j]	total_cx[j]	total_fcy[j]	total_cy[j]	total_mz[j]	total_cmz[j]
0	-20	18,0999	0,0025	4,6756	0,0006	-8,9739	-0,0011
0	-18	18,3360	0,0025	4,2835	0,0006	-8,0246	-0,0010
0	-16	18,5260	0,0026	3,8687	0,0005	-7,0103	-0,0008
0	-14	18,6860	0,0026	3,4316	0,0005	-6,0184	-0,0007
0	-12	18,7841	0,0026	2,9683	0,0004	-5,0315	-0,0006
0	-10	18,8603	0,0026	2,4985	0,0003	-4,0404	-0,0005
0	-8	18,8918	0,0026	2,0078	0,0003	-3,0358	-0,0004
0	-6	18,8849	0,0026	1,5178	0,0002	-2,0688	-0,0002
0	-4	18,8656	0,0026	1,0239	0,0001	-1,1488	-0,0001
0	-2	18,8324	0,0026	0,5336	0,0001	-0,3234	0,0000
0	0	18,0630	0,0025	-0,0283	0,0000	-0,0127	0,0000
0	2	18,8311	0,0026	-0,5801	-0,0001	0,3024	0,0000

0	4	18,8405	0,0026	-1,0524	-0,0001	1,1525	0,0001
0	6	18,8357	0,0026	-1,5362	-0,0002	2,0793	0,0002
0	8	18,8445	0,0026	-2,0311	-0,0003	3,0877	0,0004
0	10	18,8326	0,0026	-2,5228	-0,0003	4,0808	0,0005
0	12	18,7657	0,0026	-2,9943	-0,0004	5,0735	0,0006
0	14	18,6450	0,0026	-3,4339	-0,0005	6,0865	0,0007
0	16	18,4582	0,0026	-3,8506	-0,0005	7,1002	0,0009
0	18	18,2565	0,0025	-4,2526	-0,0006	8,1532	0,0010
0	20	18,0184	0,0025	-4,6380	-0,0006	9,1376	0,0011

elev

alpha	beta	total_fcx[j]	total_cx[j]	total_fcy[j]	total_cy[j]	total_mz[j]	total_cmz[j]
0	-20	2,5147	0,0003	-1,4419	-0,0002	-7,3249	-0,0009
0	-18	2,1200	0,0003	-1,7201	-0,0002	-8,1201	-0,0010
0	-16	1,7830	0,0002	-1,8274	-0,0003	-8,2958	-0,0010
0	-14	1,6689	0,0002	-1,6989	-0,0002	-7,6129	-0,0009
0	-12	1,5803	0,0002	-1,4175	-0,0002	-6,2881	-0,0008
0	-10	1,5436	0,0002	-1,0751	-0,0001	-4,7448	-0,0006
0	-8	1,5845	0,0002	-0,7551	-0,0001	-3,3401	-0,0004
0	-6	1,6558	0,0002	-0,5056	-0,0001	-2,2287	-0,0003
0	-4	1,7091	0,0002	-0,3493	0,0000	-1,4907	-0,0002
0	-2	1,6907	0,0002	-0,2005	0,0000	-0,7586	-0,0001
0	0	1,7143	0,0002	-0,0128	0,0000	-0,0438	0,0000
0	2	1,6865	0,0002	0,1610	0,0000	0,6032	0,0001
0	4	1,6959	0,0002	0,3005	0,0000	1,2899	0,0002
0	6	1,6408	0,0002	0,4884	0,0001	2,1682	0,0003
0	8	1,5726	0,0002	0,7711	0,0001	3,4247	0,0004
0	10	1,5323	0,0002	1,1343	0,0002	5,0192	0,0006
0	12	1,5669	0,0002	1,4963	0,0002	6,6445	0,0008
0	14	1,6739	0,0002	1,7674	0,0002	7,9325	0,0010
0	16	1,8025	0,0003	1,8200	0,0003	8,3048	0,0010
0	18	2,1178	0,0003	1,6230	0,0002	7,7423	0,0009
0	20	2,5155	0,0003	1,3429	0,0002	6,9463	0,0008

flap

alpha	beta	total_fcx[j]	total_cx[j]	total_fcy[j]	total_cy[j]	total_mz[j]	total_cmz[j]
0	-20	15,8507	0,0022	3,4905	0,0005	-3,4535	-0,0004
0	-18	16,4855	0,0023	3,3803	0,0005	-3,1542	-0,0004
0	-16	17,0886	0,0024	3,2144	0,0004	-2,7509	-0,0003
0	-14	17,6384	0,0024	2,9563	0,0004	-2,3890	-0,0003
0	-12	18,0435	0,0025	2,6666	0,0004	-1,9700	-0,0002
0	-10	18,2949	0,0025	2,3021	0,0003	-1,6485	-0,0002
0	-8	18,3233	0,0025	1,8577	0,0003	-1,4243	-0,0002
0	-6	18,3878	0,0026	1,4837	0,0002	-0,9451	-0,0001
0	-4	18,4784	0,0026	1,0752	0,0001	-0,4656	-0,0001
0	-2	18,5555	0,0026	0,6404	0,0001	-0,0197	0,0000
0	0	18,8646	0,0026	0,0941	0,0000	0,4230	0,0001

0	2	18,5354	0,0026	-0,5424	-0,0001	0,2721	0,0000
0	4	18,4901	0,0026	-0,9923	-0,0001	0,7663	0,0001
0	6	18,5086	0,0026	-1,4010	-0,0002	1,3739	0,0002
0	8	18,3547	0,0025	-1,7710	-0,0002	1,8902	0,0002
0	10	18,2955	0,0025	-2,1915	-0,0003	2,1606	0,0003
0	12	18,0612	0,0025	-2,5609	-0,0004	2,4678	0,0003
0	14	17,6267	0,0024	-2,8090	-0,0004	2,9618	0,0004
0	16	17,1369	0,0024	-3,0915	-0,0004	3,3323	0,0004
0	18	16,5417	0,0023	-3,3021	-0,0005	3,6954	0,0004
0	20	15,8775	0,0022	-3,4531	-0,0005	3,9485	0,0005

front_gear

alpha	beta	total_fcx[j]	total_cx[j]	total_fcy[j]	total_cy[j]	total_mz[j]	total_cmz[j]
0	-20	39,3254	0,0055	-29,7567	-0,0041	68,8420	0,0083
0	-18	36,8079	0,0051	-27,5076	-0,0038	62,7042	0,0075
0	-16	36,8067	0,0051	-26,9057	-0,0037	60,1315	0,0072
0	-14	34,2317	0,0047	-23,7712	-0,0033	52,6705	0,0063
0	-12	32,1848	0,0045	-21,8302	-0,0030	47,1435	0,0057
0	-10	30,0872	0,0042	-19,7884	-0,0027	41,4140	0,0050
0	-8	28,7403	0,0040	-17,1317	-0,0024	34,9904	0,0042
0	-6	27,5099	0,0038	-13,8279	-0,0019	27,6345	0,0033
0	-4	25,1204	0,0035	-9,9954	-0,0014	19,3271	0,0023
0	-2	24,5992	0,0034	-6,3646	-0,0009	11,7264	0,0014
0	0	25,3624	0,0035	-0,9478	-0,0001	1,3869	0,0002
0	2	24,6890	0,0034	4,0762	0,0006	-8,2952	-0,0010
0	4	25,3054	0,0035	9,3967	0,0013	-18,5262	-0,0022
0	6	26,6892	0,0037	13,5449	0,0019	-27,0636	-0,0033
0	8	29,4071	0,0041	17,2193	0,0024	-35,2830	-0,0042
0	10	30,6701	0,0043	19,8197	0,0027	-41,5794	-0,0050
0	12	32,3615	0,0045	21,7028	0,0030	-46,9890	-0,0056
0	14	35,2772	0,0049	24,3755	0,0034	-53,8866	-0,0065
0	16	36,6628	0,0051	24,7623	0,0034	-56,8105	-0,0068
0	18	38,8483	0,0054	28,2479	0,0039	-64,7239	-0,0078
0	20	39,9636	0,0055	26,6246	0,0037	-64,8132	-0,0078

horiz_stab

alpha	beta	total_fcx[j]	total_cx[j]	total_fcy[j]	total_cy[j]	total_mz[j]	total_cmz[j]
0	-20	13,0473	0,0018	-2,3470	-0,0003	-40,3621	-0,0049
0	-18	13,5376	0,0019	-1,9800	-0,0003	-37,6230	-0,0045
0	-16	13,7971	0,0019	-1,7804	-0,0002	-35,1451	-0,0042
0	-14	13,9667	0,0019	-1,6915	-0,0002	-32,8136	-0,0039
0	-12	14,8588	0,0021	-1,3971	-0,0002	-29,5097	-0,0035
0	-10	16,3370	0,0023	-0,9847	-0,0001	-25,3525	-0,0030
0	-8	18,1631	0,0025	-0,5556	-0,0001	-20,5346	-0,0025
0	-6	19,7860	0,0027	-0,2358	0,0000	-15,4520	-0,0019
0	-4	20,9352	0,0029	-0,0339	0,0000	-10,1794	-0,0012
0	-2	21,6164	0,0030	0,1297	0,0000	-4,5121	-0,0005

0	0	22,6178	0,0031	-0,0132	0,0000	-0,1569	0,0000
0	2	21,6924	0,0030	-0,1620	0,0000	4,1515	0,0005
0	4	21,0055	0,0029	0,0040	0,0000	9,8410	0,0012
0	6	19,8755	0,0028	0,2030	0,0000	15,1358	0,0018
0	8	18,1057	0,0025	0,5530	0,0001	20,3620	0,0024
0	10	16,1301	0,0022	1,0247	0,0001	25,2830	0,0030
0	12	14,5048	0,0020	1,4904	0,0002	29,5597	0,0036
0	14	13,4602	0,0019	1,8564	0,0003	32,9954	0,0040
0	16	13,5321	0,0019	1,8829	0,0003	35,1624	0,0042
0	18	13,5105	0,0019	1,9776	0,0003	37,3438	0,0045
0	20	12,8767	0,0018	2,4029	0,0003	40,2000	0,0048

kadlub

alpha	beta	total_fcx[j]	total_cx[j]	total_fcy[j]	total_cy[j]	total_mz[j]	total_cmz[j]
0	-20	210,5012	0,0292	-492,2223	-0,0683	616,2375	0,0741
0	-18	184,1013	0,0255	-449,2836	-0,0623	575,2619	0,0692
0	-16	161,4694	0,0224	-409,1780	-0,0568	521,7721	0,0627
0	-14	142,3319	0,0197	-373,1871	-0,0518	452,8239	0,0544
0	-12	123,8218	0,0172	-333,3460	-0,0462	381,5162	0,0459
0	-10	106,6647	0,0148	-285,6820	-0,0396	312,6505	0,0376
0	-8	91,2417	0,0127	-231,3747	-0,0321	249,2090	0,0300
0	-6	78,9203	0,0109	-176,0269	-0,0244	185,3442	0,0223
0	-4	70,1004	0,0097	-119,6497	-0,0166	121,6408	0,0146
0	-2	65,3426	0,0091	-62,8204	-0,0087	59,1657	0,0071
0	0	62,6604	0,0087	-0,2554	0,0000	-1,3343	-0,0002
0	2	65,5873	0,0091	61,8740	0,0086	-63,3799	-0,0076
0	4	70,7300	0,0098	119,3281	0,0166	-126,1485	-0,0152
0	6	79,8453	0,0111	176,5080	0,0245	-189,6244	-0,0228
0	8	93,2296	0,0129	234,7992	0,0326	-250,1987	-0,0301
0	10	109,6239	0,0152	290,1860	0,0403	-312,0079	-0,0375
0	12	127,7601	0,0177	340,0406	0,0472	-378,3736	-0,0455
0	14	146,3506	0,0203	379,0808	0,0526	-448,8794	-0,0540
0	16	164,6555	0,0228	410,8970	0,0570	-520,9317	-0,0626
0	18	187,0228	0,0259	450,5499	0,0625	-576,6351	-0,0693
0	20	213,6567	0,0296	492,5549	0,0683	-618,0766	-0,0743

main_gear

alpha	beta	total_fcx[j]	total_cx[j]	total_fcy[j]	total_cy[j]	total_mz[j]	total_cmz[j]
0	-20	71,4153	0,0099	-60,2705	-0,0084	-15,6441	-0,0019
0	-18	67,2422	0,0093	-58,0963	-0,0081	-13,3091	-0,0016
0	-16	61,8956	0,0086	-53,6474	-0,0074	-11,0954	-0,0013
0	-14	59,4415	0,0082	-48,0679	-0,0067	-10,6468	-0,0013
0	-12	54,1211	0,0075	-40,5009	-0,0056	-7,4152	-0,0009
0	-10	51,1409	0,0071	-33,7439	-0,0047	-6,1564	-0,0007
0	-8	48,3241	0,0067	-26,8432	-0,0037	-5,2321	-0,0006
0	-6	46,5673	0,0065	-20,8380	-0,0029	-4,1351	-0,0005
0	-4	45,2905	0,0063	-13,3341	-0,0018	-2,7989	-0,0003

0	-2	43,9047	0,0061	-7,0348	-0,0010	-1,2721	-0,0002
0	0	44,5576	0,0062	1,0089	0,0001	0,8439	0,0001
0	2	44,7039	0,0062	9,2545	0,0013	1,5696	0,0002
0	4	45,4886	0,0063	17,7282	0,0025	4,4087	0,0005
0	6	46,7628	0,0065	21,7582	0,0030	4,9340	0,0006
0	8	49,1414	0,0068	29,3249	0,0041	6,9327	0,0008
0	10	51,4168	0,0071	35,1122	0,0049	8,1164	0,0010
0	12	55,2358	0,0077	42,1834	0,0059	10,3238	0,0012
0	14	58,9872	0,0082	47,9975	0,0067	11,9593	0,0014
0	16	62,7511	0,0087	54,2534	0,0075	13,4430	0,0016
0	18	69,7373	0,0097	58,4455	0,0081	16,5700	0,0020
0	20	72,0262	0,0100	61,4071	0,0085	17,6453	0,0021

rudder

alpha	beta	total_fcx[j]	total_cx[j]	total_fcy[j]	total_cy[j]	total_mz[j]	total_cmz[j]
0	-20	68,5980	0,0095	-168,4106	-0,0234	-868,4788	-0,1044
0	-18	52,3515	0,0073	-165,4991	-0,0230	-829,7306	-0,0997
0	-16	32,5317	0,0045	-146,9045	-0,0204	-717,7995	-0,0863
0	-14	21,0038	0,0029	-129,7906	-0,0180	-626,1392	-0,0753
0	-12	14,0138	0,0019	-113,0048	-0,0157	-542,1460	-0,0652
0	-10	8,8197	0,0012	-94,8965	-0,0132	-453,8052	-0,0546
0	-8	4,9438	0,0007	-76,1613	-0,0106	-363,5139	-0,0437
0	-6	2,1551	0,0003	-57,2078	-0,0079	-272,7292	-0,0328
0	-4	0,2664	0,0000	-38,4347	-0,0053	-182,9819	-0,0220
0	-2	-0,7838	-0,0001	-19,9521	-0,0028	-94,8777	-0,0114
0	0	-1,4342	-0,0002	-0,2567	0,0000	-1,1631	-0,0001
0	2	-0,8016	-0,0001	19,4459	0,0027	92,5933	0,0111
0	4	0,2283	0,0000	38,1428	0,0053	181,6406	0,0218
0	6	2,1080	0,0003	56,9612	0,0079	271,6067	0,0327
0	8	4,8815	0,0007	75,8290	0,0105	361,9766	0,0435
0	10	8,6950	0,0012	94,4821	0,0131	451,7882	0,0543
0	12	13,7894	0,0019	112,4859	0,0156	539,5155	0,0649
0	14	20,7781	0,0029	129,0869	0,0179	622,6729	0,0749
0	16	32,6052	0,0045	145,5773	0,0202	711,9848	0,0856
0	18	51,6797	0,0072	163,5660	0,0227	820,0477	0,0986
0	20	68,1630	0,0095	166,0797	0,0230	857,3593	0,1031

spinner

alpha	beta	total_fcx[j]	total_cx[j]	total_fcy[j]	total_cy[j]	total_mz[j]	total_cmz[j]
0	-20	17,7852	0,0025	-28,5429	-0,0040	77,0620	0,0093
0	-18	18,0512	0,0025	-25,6442	-0,0036	70,1231	0,0084
0	-16	18,3057	0,0025	-22,7585	-0,0032	62,9336	0,0076
0	-14	18,5425	0,0026	-19,8684	-0,0028	55,4796	0,0067
0	-12	18,7589	0,0026	-16,9828	-0,0024	47,8087	0,0057
0	-10	18,9492	0,0026	-14,1063	-0,0020	39,9588	0,0048
0	-8	19,1108	0,0027	-11,2397	-0,0016	31,9634	0,0038
0	-6	19,2320	0,0027	-8,3770	-0,0012	23,8387	0,0029

0	-4	19,3157	0,0027	-5,5091	-0,0008	15,6007	0,0019
0	-2	19,3701	0,0027	-2,6454	-0,0004	7,3065	0,0009
0	0	19,3565	0,0027	0,2637	0,0000	-1,1238	-0,0001
0	2	19,3572	0,0027	3,1806	0,0004	-9,5680	-0,0012
0	4	19,2959	0,0027	6,0773	0,0008	-17,9232	-0,0022
0	6	19,2026	0,0027	8,9986	0,0012	-26,2567	-0,0032
0	8	19,0818	0,0026	11,9219	0,0017	-34,4861	-0,0041
0	10	18,9347	0,0026	14,8288	0,0021	-42,5368	-0,0051
0	12	18,7647	0,0026	17,7443	0,0025	-50,4343	-0,0061
0	14	18,5737	0,0026	20,6597	0,0029	-58,1281	-0,0070
0	16	18,3770	0,0025	23,5516	0,0033	-65,5460	-0,0079
0	18	18,1609	0,0025	26,4680	0,0037	-72,7592	-0,0087
0	20	17,9459	0,0025	29,3770	0,0041	-79,6833	-0,0096

vert_stab

alpha	beta	total_fcx[j]	total_cx[j]	total_fcy[j]	total_cy[j]	total_mz[j]	total_cmz[j]
0	-20	130,4736	0,0181	-566,9348	-0,0787	-2473,0311	-0,2973
0	-18	96,8415	0,0134	-520,4108	-0,0722	-2247,2266	-0,2702
0	-16	72,6698	0,0101	-474,2661	-0,0658	-2037,3859	-0,2449
0	-14	56,3248	0,0078	-429,1419	-0,0595	-1842,0660	-0,2214
0	-12	43,7049	0,0061	-377,0665	-0,0523	-1619,9496	-0,1947
0	-10	33,8914	0,0047	-318,3661	-0,0442	-1370,1010	-0,1647
0	-8	26,3622	0,0037	-254,5951	-0,0353	-1098,1840	-0,1320
0	-6	20,7859	0,0029	-188,0578	-0,0261	-813,4074	-0,0978
0	-4	16,9029	0,0023	-121,1347	-0,0168	-525,7593	-0,0632
0	-2	15,0330	0,0021	-52,3966	-0,0073	-230,1850	-0,0277
0	0	14,7790	0,0021	-0,0801	0,0000	-0,2477	0,0000
0	2	15,0008	0,0021	51,5664	0,0072	226,8120	0,0273
0	4	16,8457	0,0023	120,2029	0,0167	522,0760	0,0628
0	6	20,6644	0,0029	187,4136	0,0260	810,8059	0,0975
0	8	26,2399	0,0036	254,1898	0,0353	1096,4707	0,1318
0	10	33,7932	0,0047	318,3581	0,0442	1370,0282	0,1647
0	12	43,7288	0,0061	377,4808	0,0524	1621,6166	0,1949
0	14	56,2655	0,0078	429,3213	0,0596	1842,5572	0,2215
0	16	72,7527	0,0101	473,7581	0,0657	2035,5287	0,2447
0	18	96,1548	0,0133	517,4541	0,0718	2234,2045	0,2686
0	20	129,8699	0,0180	564,5108	0,0783	2462,6775	0,2961

wing

alpha	beta	total_fcx[j]	total_cx[j]	total_fcy[j]	total_cy[j]	total_mz[j]	total_cmz[j]
0	-20	68,4005	0,0095	11,9608	0,0017	-88,3989	-0,0106
0	-18	71,3361	0,0099	11,6079	0,0016	-81,1277	-0,0098
0	-16	74,3579	0,0103	11,2093	0,0016	-73,2509	-0,0088
0	-14	77,0029	0,0107	10,6508	0,0015	-64,8340	-0,0078
0	-12	79,6885	0,0111	9,6663	0,0013	-56,0459	-0,0067
0	-10	82,0152	0,0114	8,2041	0,0011	-47,0934	-0,0057
0	-8	84,0887	0,0117	6,6425	0,0009	-37,9696	-0,0046

0	-6	85,6713	0,0119	4,9385	0,0007	-28,6978	-0,0034
0	-4	86,7898	0,0120	3,0961	0,0004	-19,2152	-0,0023
0	-2	87,5075	0,0121	1,2533	0,0002	-9,4679	-0,0011
0	0	86,4450	0,0120	-0,0182	0,0000	-0,0823	0,0000
0	2	87,5776	0,0121	-1,3226	-0,0002	9,8874	0,0012
0	4	86,7929	0,0120	-2,9437	-0,0004	19,5115	0,0023
0	6	85,5670	0,0119	-4,6782	-0,0006	28,9437	0,0035
0	8	84,0875	0,0117	-6,4166	-0,0009	38,0776	0,0046
0	10	82,1288	0,0114	-8,0379	-0,0011	47,2977	0,0057
0	12	79,9367	0,0111	-9,4957	-0,0013	56,2112	0,0068
0	14	77,1145	0,0107	-10,5247	-0,0015	65,0537	0,0078
0	16	74,4039	0,0103	-11,1459	-0,0015	73,6872	0,0089
0	18	71,7971	0,0100	-11,4621	-0,0016	81,4189	0,0098
0	20	68,6661	0,0095	-11,8545	-0,0016	88,8686	0,0107

Załącznik nr 4 – Wyniki numerycznej analizy aerodynamicznej lotki samolotu AT-5.

!!! Jedno skrzydło

net

delta	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_mx[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmx[j]	total_cmy[j]
-20	121.0155	-225.709	1513.943	6.479058	0.016782	-0.0313	0.182087	0.000779
-10	79.7594	89.17544	477.3781	-124.265	0.011061	0.012367	0.057416	-0.01495
0	71.46328	506.5578	-847.456	-262.69	0.00991	0.070248	-0.10193	-0.03159
10	88.68752	822.6698	-1948.16	-390.6	0.012299	0.114085	-0.23431	-0.04698
20	126.1492	1227.364	-3198.15	-511.799	0.017494	0.170207	-0.38465	-0.06156
30	184.6551	1544.335	-4227.03	-610.755	0.025607	0.214163	-0.5084	-0.07346

aileron

delta	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_mx[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmx[j]	total_cmy[j]
-20	46.71991	-152.678	572.7818	115.7726	0.006479	-0.02117	0.06889	0.013924
-10	11.34239	-59.7111	224.5612	43.62807	0.001573	-0.00828	0.027009	0.005247
0	8.728355	45.20621	-167.797	-31.1699	0.00121	0.006269	-0.02018	-0.00375
10	31.87168	139.2392	-520.767	-94.3893	0.00442	0.019309	-0.06263	-0.01135
20	76.95787	226.3296	-849.041	-149.974	0.010672	0.031387	-0.10212	-0.01804
30	142.6888	295.6104	-1109.98	-190.62	0.019788	0.040994	-0.1335	-0.02293

flap

delta	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_mx[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmx[j]	total_cmy[j]
-20	6.894284	50.41264	-79.4827	-33.6922	0.000956	0.006991	-0.00956	-0.00405
-10	7.245928	57.78197	-96.5881	-38.7363	0.001005	0.008013	-0.01162	-0.00466
0	8.217732	66.78628	-117.781	-45.1432	0.00114	0.009262	-0.01417	-0.00543
10	10.17645	73.75822	-133.901	-50.0752	0.001411	0.010229	-0.0161	-0.00602
20	10.60544	79.1935	-145.296	-53.8404	0.001471	0.010982	-0.01748	-0.00648
30	11.85937	81.84664	-149.466	-55.6516	0.001645	0.01135	-0.01798	-0.00669

wing

delta	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_mx[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmx[j]	total_cmy[j]
-20	67.40134	-123.443	1020.644	-75.6014	0.009347	-0.01712	0.122756	-0.00909
-10	61.17109	91.10454	349.4051	-129.156	0.008483	0.012634	0.042024	-0.01553

0	54.5172	394.5653	-561.878	-186.377	0.00756	0.054717	-0.06758	-0.02242
10	46.63939	609.6724	-1293.49	-246.135	0.006468	0.084547	-0.15557	-0.0296
20	38.58591	921.8405	-2203.81	-307.985	0.005351	0.127838	-0.26506	-0.03704
30	30.1069	1166.878	-2967.59	-364.484	0.004175	0.161819	-0.35692	-0.04384

Załącznik nr 5 - Wyniki numerycznej analizy aerodynamicznej usterzenia poziomego.

!!! Całe symetryczne usterzenie.

1) Względem ¼ SCAh usterzenia

net

delta h	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmy[j]
0	27.90454	0.176137	-0.02234	0.021379	0.000135	-3.00331E-05
10	50.83296	-522.594	68.94675	0.038945	-0.40038	0.092672262
20	117.4101	-977.646	127.6714	0.089953	-0.74902	0.171604764
25	163.0271	-1099.7	143.2531	0.124902	-0.84253	0.192548146
30	192.6176	-1127.09	141.4767	0.147573	-0.86351	0.190160444

elev

delta h	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmy[j]
0	1.584176	0.119061	-0.04644	0.001214	9.12E-05	-6.24194E-05
10	27.13195	-165.246	49.78103	0.020787	-0.1266	0.066911362
20	101.9094	-306.19	92.85686	0.078077	-0.23459	0.124810076
25	153.8063	-342.494	106.4573	0.117838	-0.2624	0.143090558
30	188.918	-337.042	105.8196	0.144738	-0.25822	0.142233324

horiz_stab

delta h	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmy[j]
0	26.32037	0.057076	0.024095	0.020165	4.37E-05	3.23864E-05
10	23.70101	-357.348	19.16572	0.018158	-0.27378	0.0257609
20	15.50068	-671.456	34.81456	0.011876	-0.51443	0.04679469
25	9.220784	-757.203	36.79575	0.007064	-0.58013	0.049457588
30	3.699662	-790.045	35.65711	0.002834	-0.60529	0.04792712

2) Względem ¼ SCA samolotu

net

delta h	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmy[j]
0	27.90454	0.176125	17.79479	0.00387	2.44244E-05	0.00214
10	50.83296	-522.594	2278.824	0.007049	-0.07247184	0.274083
20	117.4101	-977.646	4276.646	0.016282	-0.135577	0.514368
25	163.0271	-1099.7	4830.767	0.022608	-0.15250265	0.581014
30	192.6176	-1127.09	4962.718	0.026712	-0.15630082	0.596884

elev

delta h	total_fcx[j]	total_fcz[j]	total_my[j]	total_cx[j]	total_cz[j]	total_cmy[j]
0	1.584176	0.11906	0.510981	0.00022	1.65109E-05	6.15E-05
10	27.13195	-165.246	755.9022	0.003763	-0.02291583	0.090915
20	101.9094	-306.19	1435.582	0.014132	-0.04246147	0.172663

25	153.8063	-342.494	1634.849	0.021329	-0.04749604	0.196629
30	188.9179	-337.042	1634.852	0.026199	-0.04673992	0.196629
horiz_stab						
delta h	total_fcx[jj]	total_fcz[jj]	total_my[jj]	total_cx[jj]	total_cz[jj]	total_cmy[jj]
0	26.32037	0.057064	17.2838	0.00365	7.91352E-06	0.002079
10	23.70102	-357.348	1522.922	0.003287	-0.04955602	0.183168
20	15.50067	-671.456	2841.064	0.00215	-0.09311554	0.341705
25	9.220786	-757.203	3195.918	0.001279	-0.1050066	0.384385
30	3.699665	-790.045	3327.866	0.000513	-0.1095609	0.400254