

PROCES MODELOWANIA AERODYNAMICZNEGO SAMOLOTU TU-154M Z WYKORZYSTANIEM METOD NUMERYCZNEJ MECHANIKI PŁYNÓW.

Aleksander OLEJNIK¹, Łukasz KISZKOWIAK¹, Adam DZIUBIŃSKI²

¹Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa,
Instytut Techniki Lotniczej, Warszawa

²Instytut Lotnictwa, Zakład Aerodynamiki, Warszawa

Streszczenie. W niniejszej pracy omówiono numeryczne badania aerodynamiczne samolotu Tu-154M. Badania wykonano przy użyciu metody objętości skończonych korzystając ze specjalistycznego oprogramowania. Przedstawiono metodę przygotowania modelu numerycznego samolotu oraz sposób prowadzenia analizy aerodynamicznej. W trakcie prowadzonych badań przeanalizowano między innymi wpływ poszczególnych zespołów konstrukcyjnych samolotu na uzyskiwane charakterystyki aerodynamiczne. Wyniki zaprezentowano w postaci wykresów składowych siły i momentu aerodynamicznego w funkcji kąta natarcia i kąta ślizgu. Ponadto przedstawiono wyniki jakościowe opływu bryły samolotu.
Słowa kluczowe: mechanika, aerodynamika, komputerowa mechanika płynów.

1. Wstęp.

Dynamiczny rozwój techniki mikroprocesorowej oraz metod Obliczeniowej Mechaniki Płynów (Computational Fluid Dynamics) umożliwił symulacje wielu zjawisk zachodzących w trakcie opływu ciał płynami. 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:

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

gdzie:

k - przewodność cieplna;

E – energia całkowita;

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

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

Rozwiązanie ich w ogólnym przypadku jest możliwe jedynie przez zastosowanie metod numerycznych, np. metody objętości skończonych. Równania powyższe przekształca się do postaci całkowej:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint Q dV + \iint F dA = 0 \quad (1.6)$$

w której jako Q oznaczono wartości, które podlegają prawom zachowania (masy, pędu, energii) wewnątrz komórki, F to wektor wielkości charakteryzujących strumień wymieniany z otoczeniem komórki, V to objętość pojedynczej komórki kontrolnej, natomiast A to jej powierzchnia zewnętrzna. Tak rozpisane równania rozwiązuje się metodą iteracyjną (kolejnych przybliżeń). Wielkość komórek w domenie odtwarzającej obszar powietrza wokół badanej geometrii dobrana jest tak, aby dobrze odwzorować nierównomierności pola przepływu. Jest to niestety metoda bardzo wymagająca jeśli chodzi o zasoby obliczeniowe, zarówno pod względem wykorzystywanej pamięci, jak i wydajności obliczeniowej. W przypadku geometrii całych samolotów najczęściej obliczenia wykonuje się na komputerze złożonym z kilku - kilkudziesięciu równoległe pracujących jednostek (węzłów), gdzie każdy analizuje osobny fragment siatki obliczeniowej.

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.

2. Opis obiektu badawczego.



Rys. 1. Samolot pasażerski Tu1-54 M o numerze bocznym 102.

Numeryczne badania aerodynamiczne wykonano dla samolotu Tu-154M. Modele obliczeniowe powstały w oparciu o geometryczny model powierzchniowy samolotu, który został wygenerowany w wyniku przeprowadzenia digitalizacji powierzchni zewnętrznej samolotu Tu-154M o numerze bocznym nr 102.

Samolot Tu-154 zaprojektowano w konwencjonalnym układzie aerodynamicznym. Pierwszy oblot samolotu miał miejsce w 1968 r. Samolot jest dolnopłatem ze skrzydłami skośnymi wyposażonymi w ruchome powierzchnie sterowe i mechanizację (sloty, klapy, przerywacze i lotki). Skrzydła składają się z części centralnej (centropłata) i skrzydła doczepnego. Konstrukcja skrzydeł półskorupowa. Układ sterowania klasyczny. Usterzenia skośne zbudowane w układzie T, usterzenie poziome mocowane do konsoli usterzenia pionowego. Obydwa usterzenia klasyczne (statecznik plus ster), konstrukcja dźwigarowa. Podwozie trójpodporowe, wciągane, z przednim punktem podparcia. Główne podwozie zabudowane w skrzydłach, przednie - w nosowej części kadłuba. W celu umożliwienia operowania z lotnisk gruntowych zdecydowano się na zamontowanie podwozia głównego posiadającego sześć kół oraz zespołu napędowego złożonego z trzech silników turbowentylatorowych umieszczonych w tylnej części kadłuba, dwa symetrycznie po jego bokach, trzeci – centralnie położony na kadłubie i integralnie związany z konstrukcją

usterzenia (statecznika) pionowego. Nad wylotem środkowego silnika zamontowano pomocniczy zespół napędowy. Wersję samolotu oznaczoną jako Tu-154M wyposażono w silniki Sołowiow D-30KU-154-II o ciągu 104 kN, charakteryzujące się dłuższym resursem i wyższą niezawodnością. Tu-154M posiadał także zmodernizowane układy nawigacyjne, przekonstruowane sloty i przerywacze. W Siłach Powietrznych RP eksploatowana była wersja samolotu Tu-154M Lux, która była przeznaczona do transportu najważniejszych osób w państwie. Posiadane samoloty były sukcesywnie wyposażane w najnowsze urządzenia awioniczne, otrzymały m.in. system zapobiegania kolizjom w powietrzu TCAS, nowy radiolokator meteorologiczny, system zarządzania lotem FMS, system łączności satelitarnej dostosowany do lotów w przestrzeni RVSM.

Tabela nr 1. Podstawowe dane techniczne samolotu Tu-154M [5].

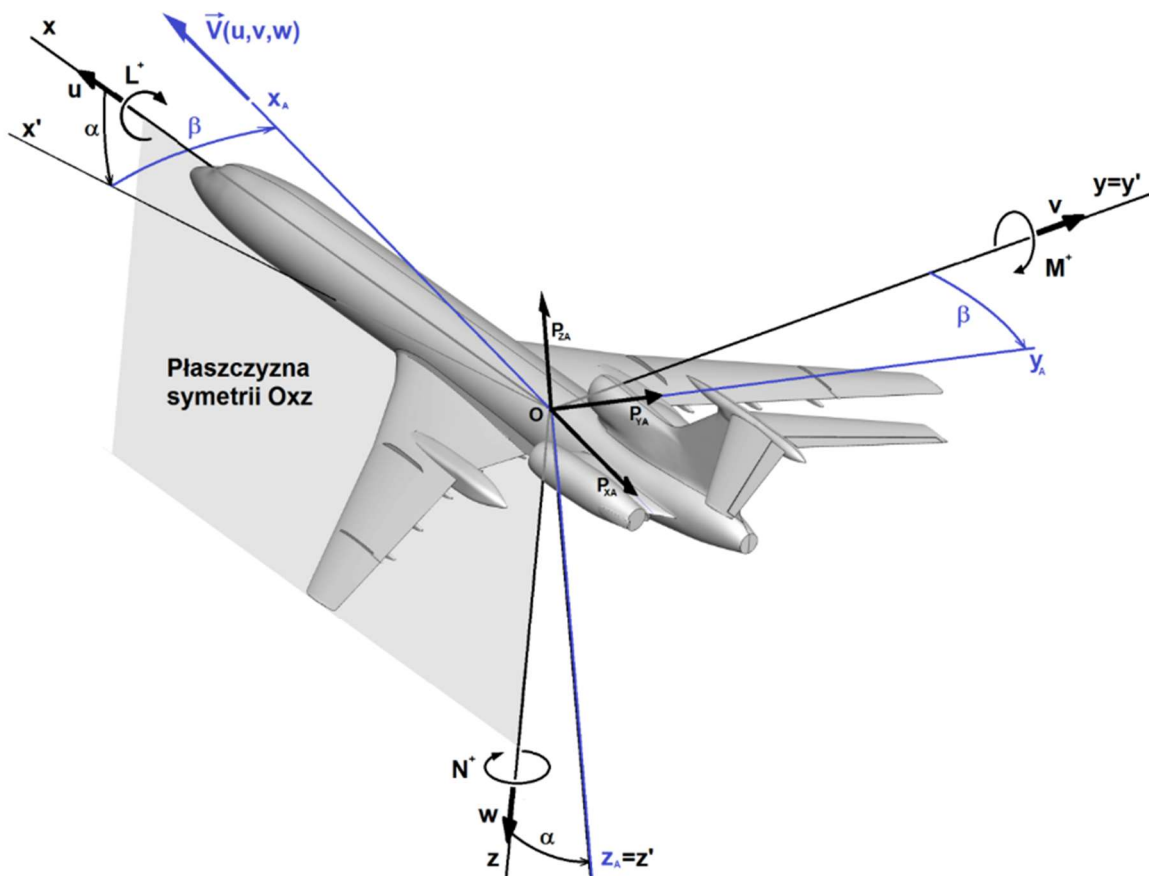
Lp.	Nazwa	Wartość
1.	Długość [m]	47,9
2.	Wysokość [m]	11,4
3.	Rozpiętość [m]	37,55
4.	Powierzchnia nośna [m ²]	201,5
5.	Masa własna [kg]	55300
6.	Maksymalna masa startowa [kg]	102000
7.	Prędkość minimalna [km/h]	235
8.	Prędkość maksymalna [km/h]	950
9.	Pułap maksymalny [m]	11000

3. Układy współrzędnych oraz oznaczenia składowych siły i momentu aerodynamicznego.

W trakcie prowadzonych badań aerodynamicznych wykorzystano prostokątne, prawoskrętne układy współrzędnych zgodne z Polską Normą [3], które zostały przedstawione na rysunku nr 2.

Układ związany z samolotem określa się następująco:

- początek układu leży w środku masy samolotu - punkcie O ;
- płaszczyzna Oxz jest płaszczyzną symetrii geometrycznej, masowej i aerodynamicznej samolotu;
- oś podłużna Ox leży w płaszczyźnie symetrii samolotu, stanowi główną oś bezwładności samolotu i ma zwrot w kierunku nosa samolotu;
- oś boczna Oy jest prostopadła do płaszczyzny symetrii i ma zwrot w kierunku prawego skrzydła;
- oś Oz leży w płaszczyźnie symetrii samolotu i ma zwrot w kierunku dolnej powierzchni kadłuba.



Rys. 2. Układy współrzędnych, kąty przejścia oraz składowe siły i momentu aerodynamicznego.

Układ związany z przepływem określa się następująco:

- początek układu leży w środku masy samolotu - punkcie O ;
- oś podłużna Ox_a jest skierowana wzdłuż wektora \mathbf{V} prędkości samolotu względem powietrza;
- oś Oz_a leży w płaszczyźnie symetrii samolotu i ma zwrot w kierunku dolnej powierzchni kadłuba;
- oś Oy_a ma zwrot w kierunku prawego skrzydła i jest skierowana tak by układ był prawoskrętny.

Kąty przejścia pomiędzy układami $Oxyz$ i $Ox_a y_a z_a$:

- kąt natarcia α - jest to kąt pomiędzy rzutem wektora prędkości \mathbf{V} na płaszczyznę symetrii samolotu Oxz i osią podłużną samolotu Ox ;
- kąt ślizgu β - jest to kąt pomiędzy wektorem prędkości \mathbf{V} i płaszczyzną symetrii samolotu Oxz .

W trakcie przeprowadzonych badań wartości współczynników składowych siły i momentu aerodynamicznego wyznaczono z następujących zależności [4]:

- współczynnik siły oporu

$$C_{xa} = \frac{2 \cdot P_{xa}}{\rho_{\infty} \cdot v_{\infty}^2 \cdot S} \quad (2.1)$$

- współczynnik siły bocznej

$$C_{ya} = \frac{2 \cdot P_{ya}}{\rho_{\infty} \cdot v_{\infty}^2 \cdot S} \quad (2.2)$$

- współczynnik siły nośnej

$$C_{za} = \frac{2 \cdot P_{za}}{\rho_{\infty} \cdot v_{\infty}^2 \cdot S} \quad (2.3)$$

- współczynnik momentu przechylającego

$$C_l = \frac{2 \cdot L}{\rho_{\infty} \cdot v_{\infty}^2 \cdot S \cdot b} \quad (2.4)$$

- współczynnik momentu pochylającego

$$C_m = \frac{2 \cdot M}{\rho_{\infty} \cdot v_{\infty}^2 \cdot S \cdot SCA} \quad (2.5)$$

- współczynnik momentu odchylającego

$$C_n = \frac{2 \cdot N}{\rho_{\infty} \cdot v_{\infty}^2 \cdot S \cdot b} \quad (2.6)$$

gdzie:

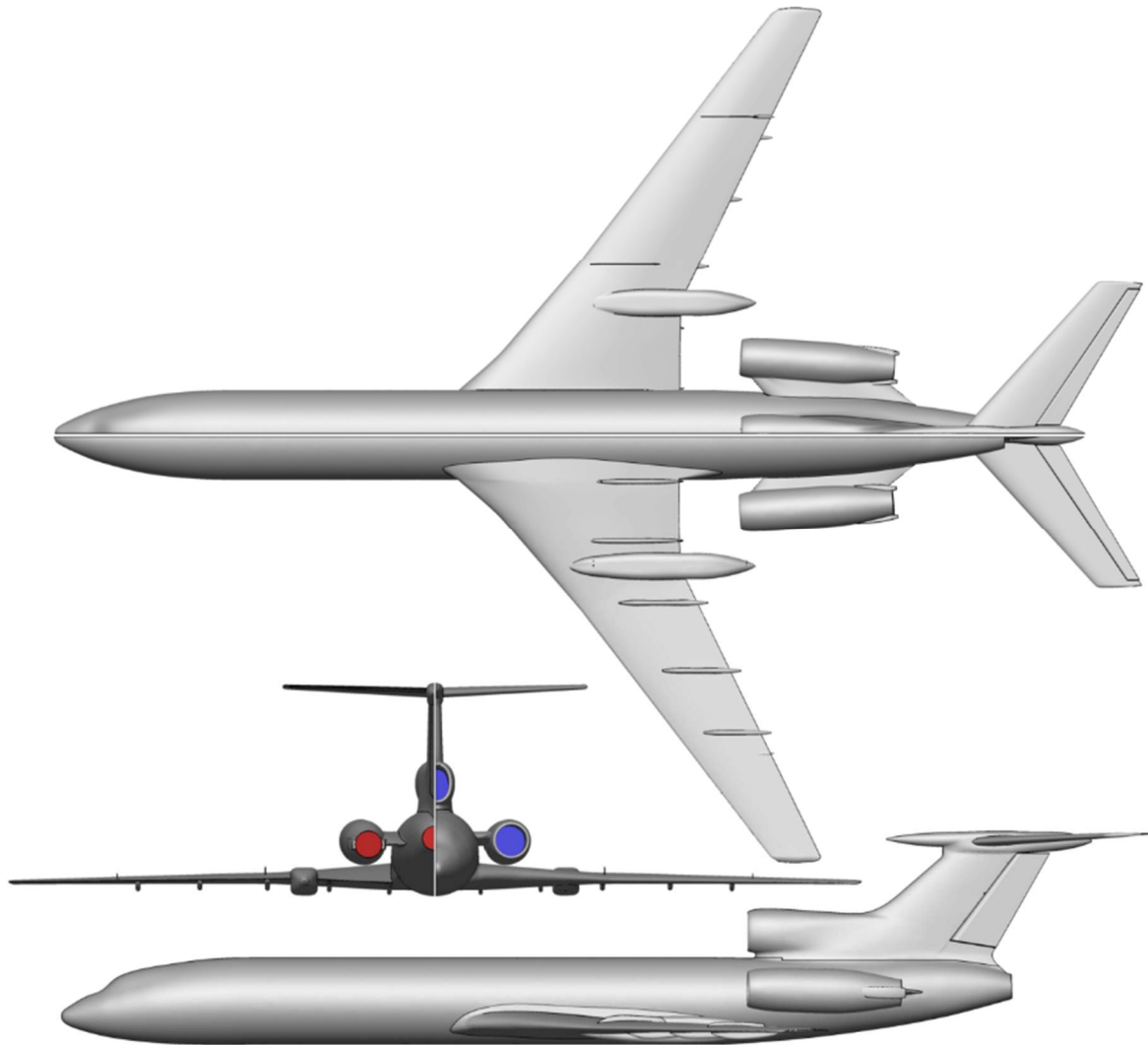
- P_{xa} – siła oporu [N];
- P_{ya} – siła boczna [N];
- P_{za} – siła nośna [N];
- N – moment odchylający [Nm];
- M – moment pochylający [Nm];
- L – moment przechylający [Nm];
- ρ_{∞} - gęstość powietrza [kg/m^3];
- v_{∞} - prędkość strumienia niezaburzonego [m/s];
- S – powierzchnia nośna samolotu [m^2];
- b – rozpiętość samolotu [m];
- SCA – długość średniej cięciwy aerodynamicznej [m];

4. Opracowanie modeli numerycznych samolotu na potrzeby analizy CFD.

W ramach prowadzonych badań aerodynamicznych przygotowano szereg modeli numerycznych samolotu Tu-154M. W artykule zaprezentowano wyniki dla następujących konfiguracji samolotu:

- wariant nr 1 – samolot w konfiguracji przelotowej;
- wariant nr 2 – samolot w konfiguracji przelotowej bez usterzenia poziomego;

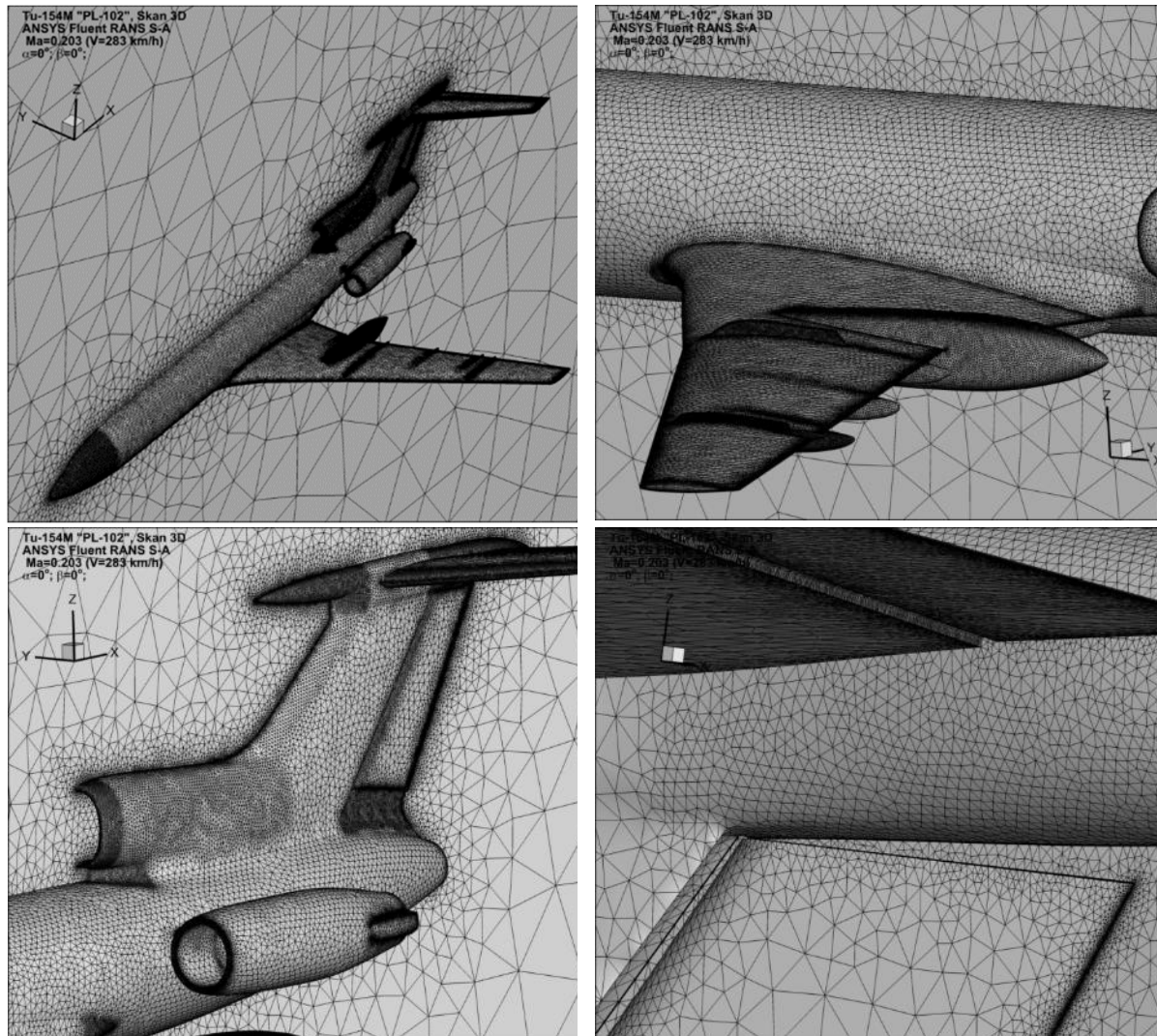
- wariant nr 3 – samolot w konfiguracji do lądowania;
- wariant nr 4 – samolot w konfiguracji do lądowania z urwaną końcówką lewego skrzydła o rozpiętości 6 m.
- wariant nr 5 – samolot w konfiguracji do lądowania z urwaną końcówką lewego skrzydła o rozpiętości 6 m oraz wychyloną lotką na 20° i przerywaczem na 45° na prawym skrzydle;



Rys. 3. Model powierzchniowy samolotu Tu-154M w konfiguracji przelotowej (wariant nr 1).

Na rysunku nr 3 przedstawiono model powierzchniowy samolotu Tu-154M w konfiguracji przelotowej. Model przygotowano w wyniku przeprowadzenia przez zespół badawczy Wojskowej Akademii Technicznej digitalizacji powierzchni zewnętrznej samolotu Tu-154M o numerze bocznym 102. Dzięki zastosowaniu wyspecjalizowanej aparatury badawczej oraz kadrze badawczej posiadającej duże doświadczenie w przedmiotowym zakresie otrzymano wiarygodny model geometryczny odznaczający się wysoką dokładnością odwzorowania powierzchni samolotu. Natomiast rysunek nr 4 przedstawia gęstość siatki obliczeniowej wygenerowanej na podstawie posiadanego modelu geometrycznego samolotu. Uwagę zwraca większa gęstość siatki w obszarach spodziewanej wysokiej zmienności

wyznaczanych parametrów przepływu. Do takich obszarów zalicza się między innymi: krawędź natarcia i krawędź spływu skrzydła i usterzenia, okolice wlotów i wylotów z silników, nosek kadłuba, gondole podwozia głównego, prowadnice klap, kierownice aerodynamiczne, obszar połączenia skrzydła z kadłubem oraz obszary znacznej zmiany krzywizny powierzchni.

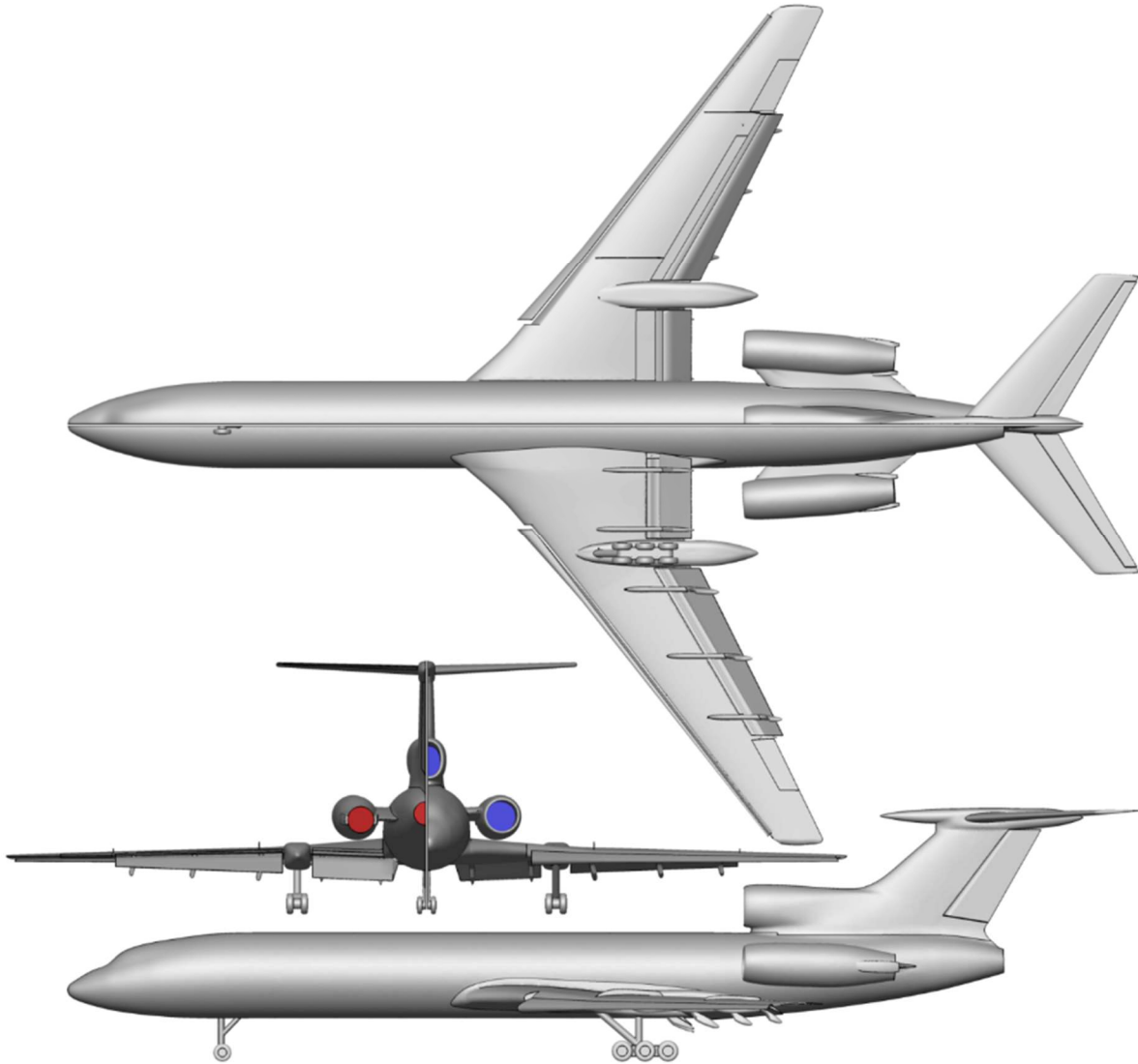


Rys. 4. Gęstość siatki obliczeniowej na płatowcu samolotu Tu-154M w konfiguracji przelotowej (wariant nr 1).

W obszarze otaczającym dany płatek wygenerowano siatkę niestrukturalną. Wielkość siatki obliczeniowej dla samolotu Tu-154M w konfiguracji przelotowej wynosiła ok. 9.3 mln komórek, a dla samolotu w konfiguracji do lądowania ok. 18 mln komórek. 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].

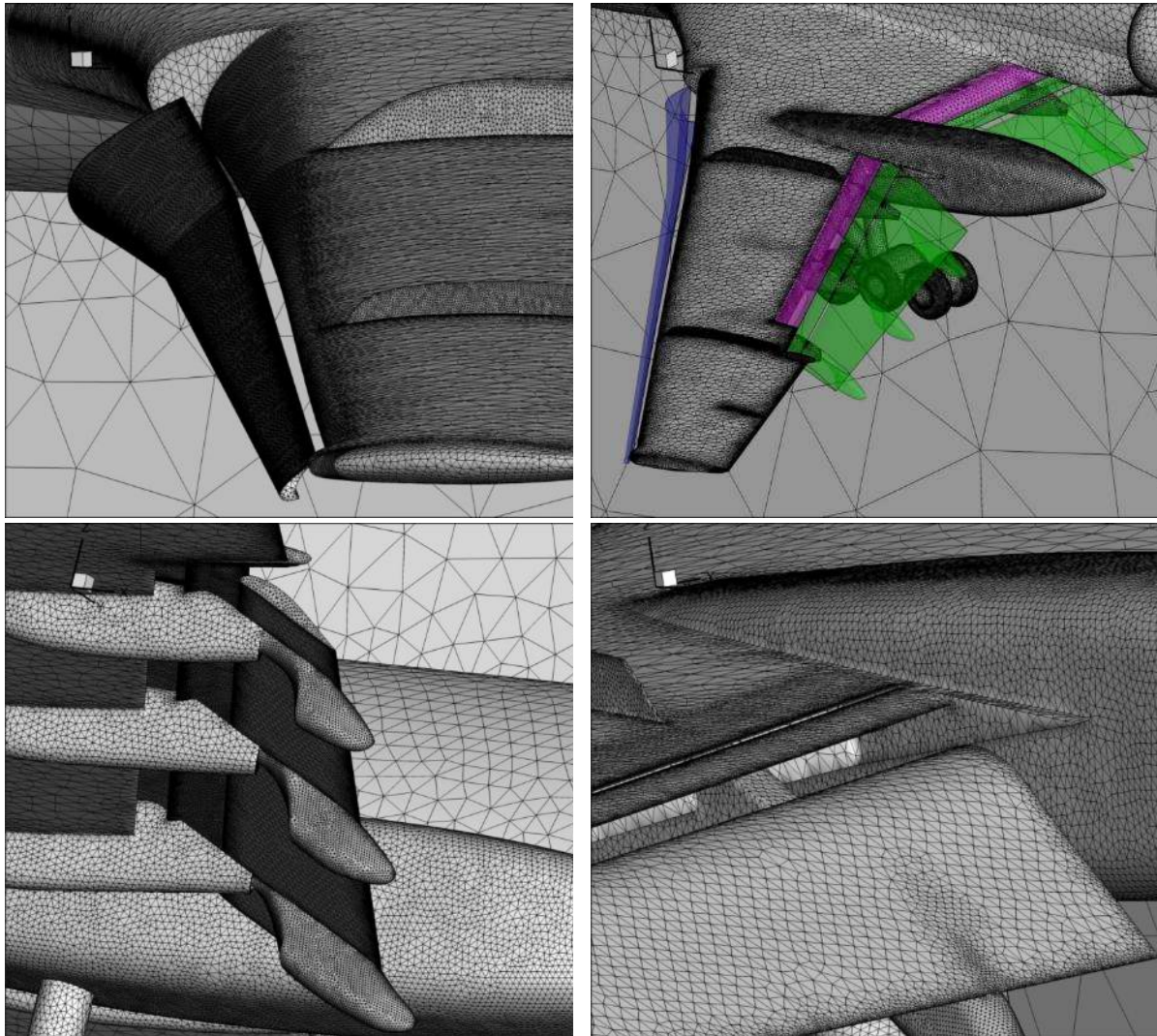
W opracowanych modelach na powierzchni płatowca zastosowano warunek brzegowy WALL - ściana z warunkiem rozwoju turbulencji *standard wall function*. Na tylnej ścianie

domeny założono warunek PRESSURE OUTLET, a na pozostałych ścianach domeny: przedniej, górnej, dolnej i bocznej - warunek pola dalekiego przepływu: PRESSURE FAR FIELD. Powierzchnię wlotu i wylotu z silników samolotu Tu-154M przygotowano na potrzeby wyznaczenia wpływu zespołu napędowego na charakterystyki aerodynamiczne samolotu.



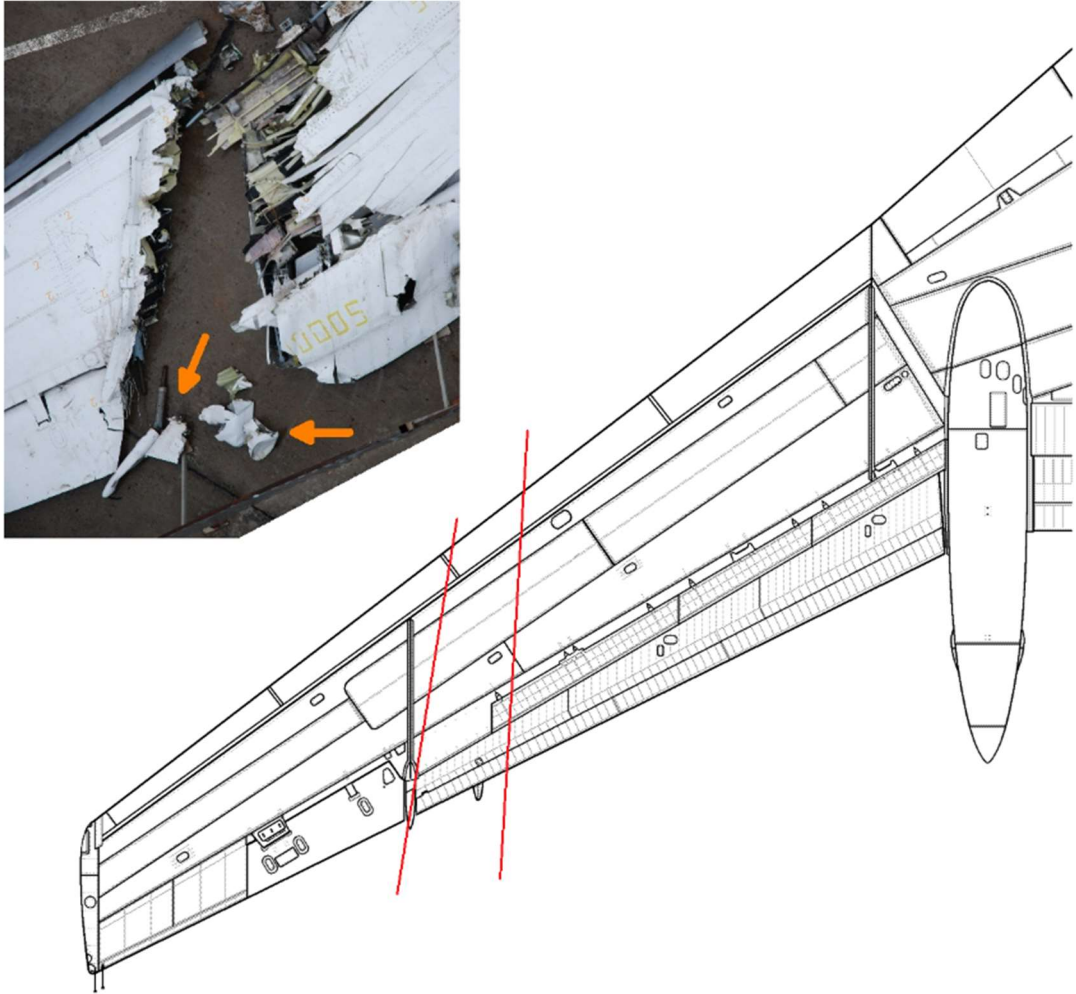
Rys. 5. Model powierzchniowy samolotu Tu-154M
w konfiguracji do lądowania (wariant nr 3).

Na rysunku nr 5 przedstawiono model powierzchniowy samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania – kłapy wychylone na $\delta_{kl} = 36^\circ$, sloty wysunięte, podwozie wypuszczone. Geometria wychylonych kłap i wypuszczonych slotów oraz podwozia została odtworzona na podstawie rzeczywistego samolotu z wykorzystaniem metod inżynierii odwrotnej. Rysunek nr 6 przedstawia gęstość oraz szczegóły opracowanej siatki obliczeniowej. Na uwagę zwraca fakt, uwzględnienia szczelin zarówno w przypadku slotów, jak i kłap. Konieczność zamodelowania dodatkowych szczegółów geometrii samolotu spowodowała znaczący wzrost ilości komórek siatki obliczeniowej.

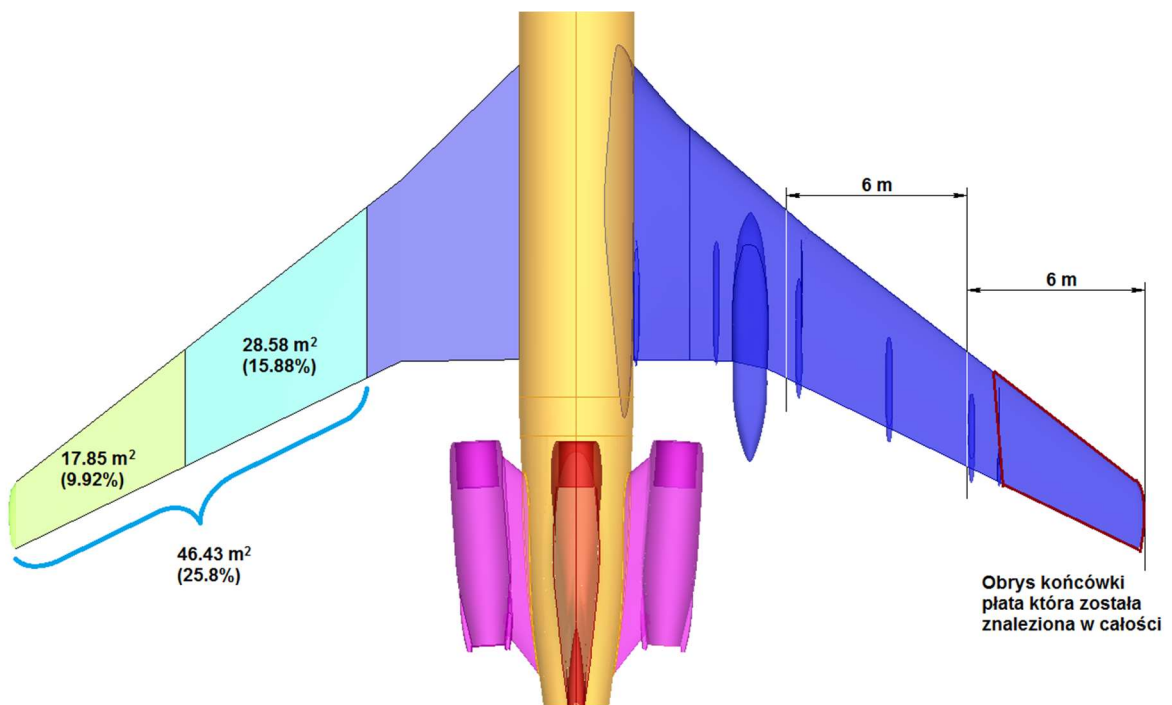


Rys. 6. Gęstość siatki obliczeniowej na płatowcu samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania (wariant nr 3).

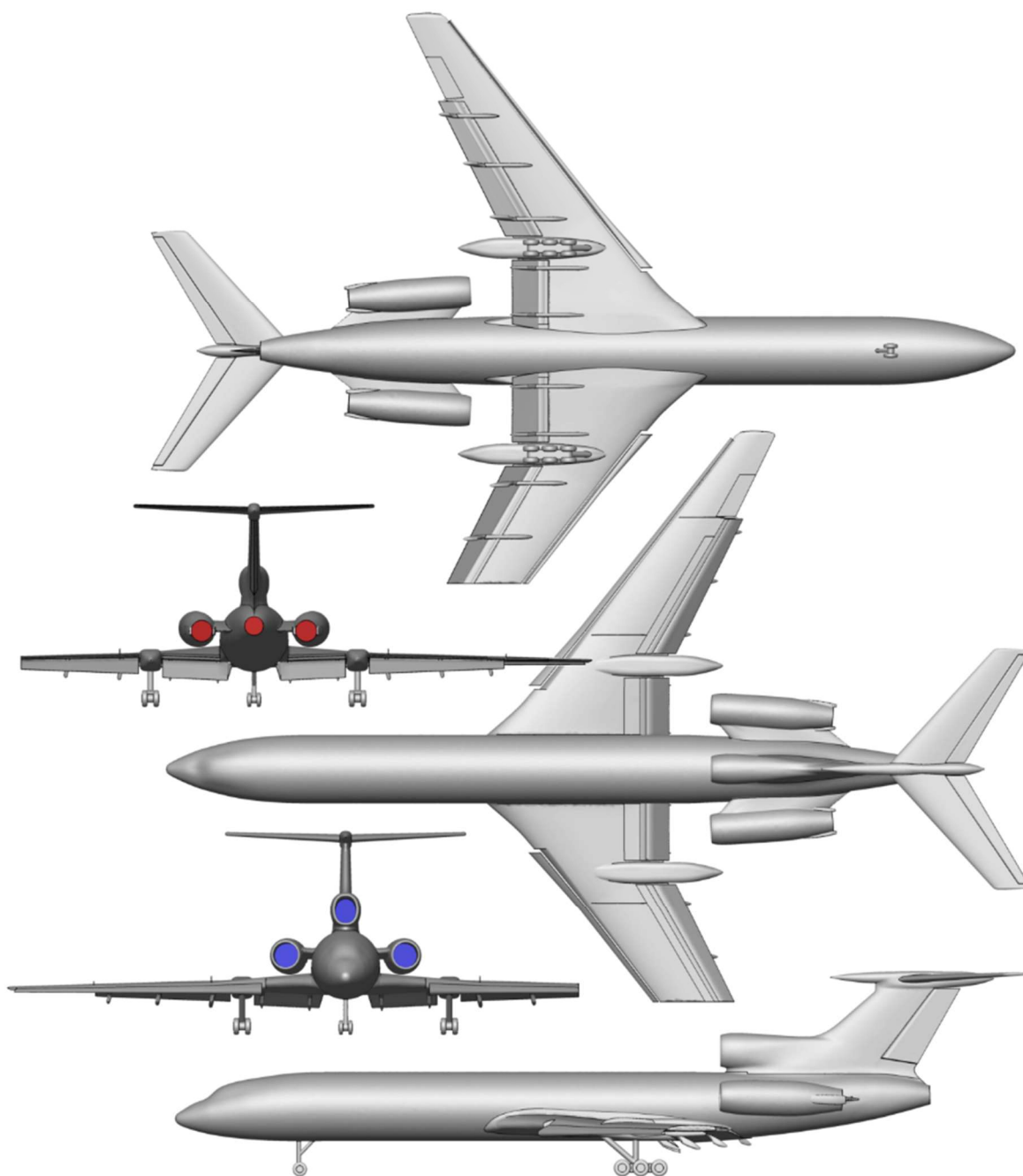
W celu określenia uszkodzeń skrzydła oraz przygotowania siatki obliczeniowej do analiz samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania z urwaną końcówką lewego skrzydła skorzystano z dokumentacji fotograficznej wraku samolotu oraz informacji dotyczących uszkodzeń skrzydła. Na podstawie dostępnych informacji założono, że urwana bądź uszkodzona została końcówka lewego skrzydła o rozpiętości 6 m i powierzchni 17.85 m² (rysunek nr 7 i 8). Następnie w modelu powierzchniowym samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania dokonano modyfikacji polegającej na usunięciu końcówki lewego skrzydła o rozpiętości 6 m. W kolejnym etapie prac korzystając z przygotowanego modelu powierzchniowego zaprezentowanego na rysunku nr 9 przygotowano model obliczeniowy do numerycznych analiz aerodynamicznych.



Rys. 7. Wyznaczenie miejsca uszkodzenia lewego skrzydła samolotu Tu-154M.



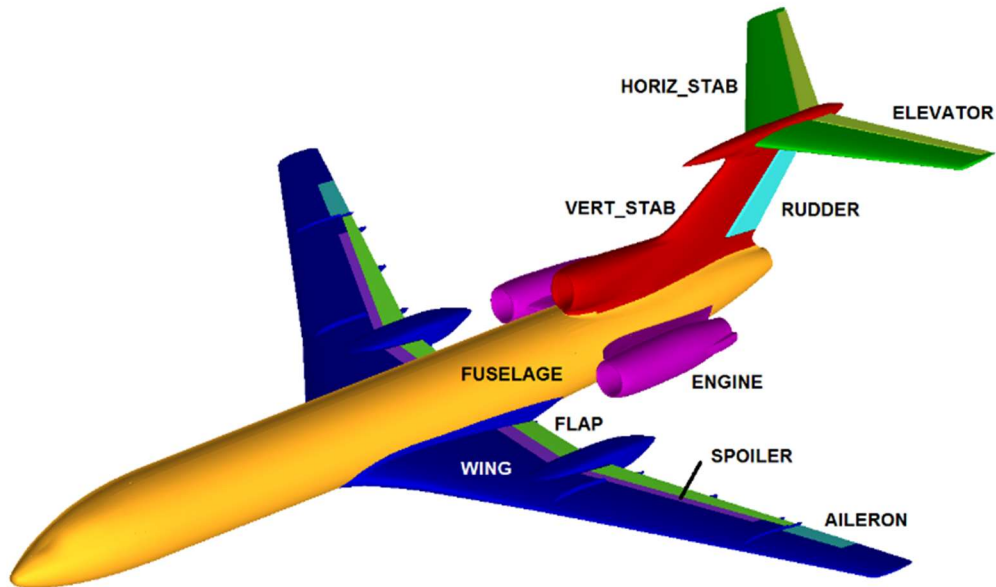
Rys. 8. Wyznaczenie rozpiętości i powierzchni urwanej końcówki lewego skrzydła samolotu Tu-154M.



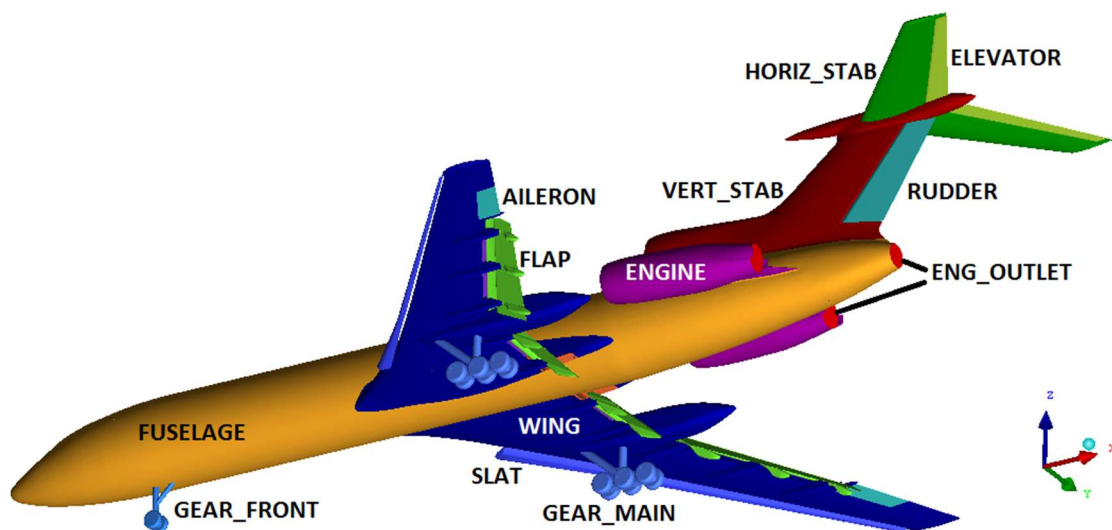
Rys. 9. Model powierzchniowy samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania z urwaną końcówką lewego skrzydła o rozpiętości 6 m (wariant nr 4).

W celu umożliwienia analizy wpływu poszczególnych zespołów konstrukcyjnych samolotu na uzyskiwane charakterystyki aerodynamiczne, opracowane modele obliczeniowe samolotu Tu-154M podzielono na odpowiednie strefy, które zostały zaprezentowane na rysunkach nr 10 i 11. W skład stref obliczeniowych wchodzi:

- zespoły konstrukcyjne samolotu: kadłub, skrzydło, statecznik pionowy, statecznik poziomy, silniki, podwozie;
- powierzchnie sterowe oraz elementy mechanizacji skrzydła: stery wysokości, ster kierunku, lotki, sloty, klapy, przerywacze, spoilery.



Rys. 10. Podział powierzchni samolotu Tu-154M w konfiguracji przelotowej na odpowiednie strefy obliczeniowe.



Rys. 11. Podział powierzchni samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania na odpowiednie strefy obliczeniowe.

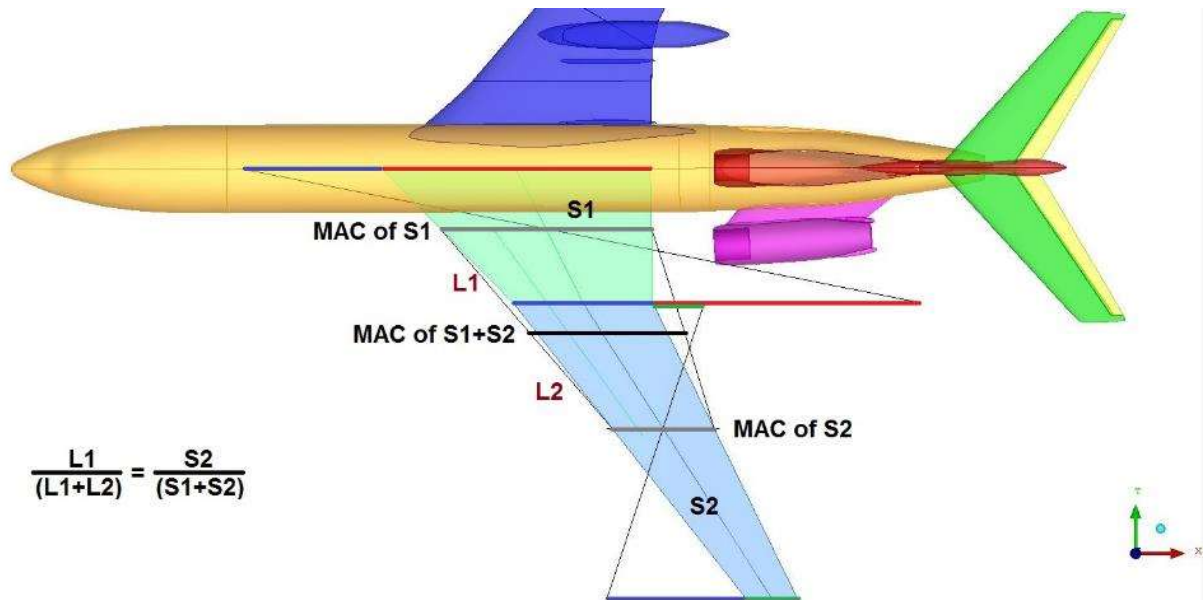
Podczas wykonywania numerycznych analiz aerodynamicznych przyjęto następujące założenia:

- przepływ jest stacjonarny i ustabilizowany, czyli za płatowcem 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 wynosi: $V=283$ km/h, co odpowiada liczbie Macha $Ma=0.23$.

Ponadto jako parametry odniesienia przyjęto:

- powierzchnię płata $S = 180 \text{ m}^2$;
- długość średniej cięciwy aerodynamicznej $SCA = 5.28 \text{ m}$;
- rozpiętość samolotu $b = 37.55 \text{ m}$;

Położenie bieguna momentu aerodynamicznego znajdowało się na płaszczyźnie symetrii samolotu w punkcie odpowiadającym rzutowi punktu $\frac{1}{4} SCA$ na tę płaszczyznę.



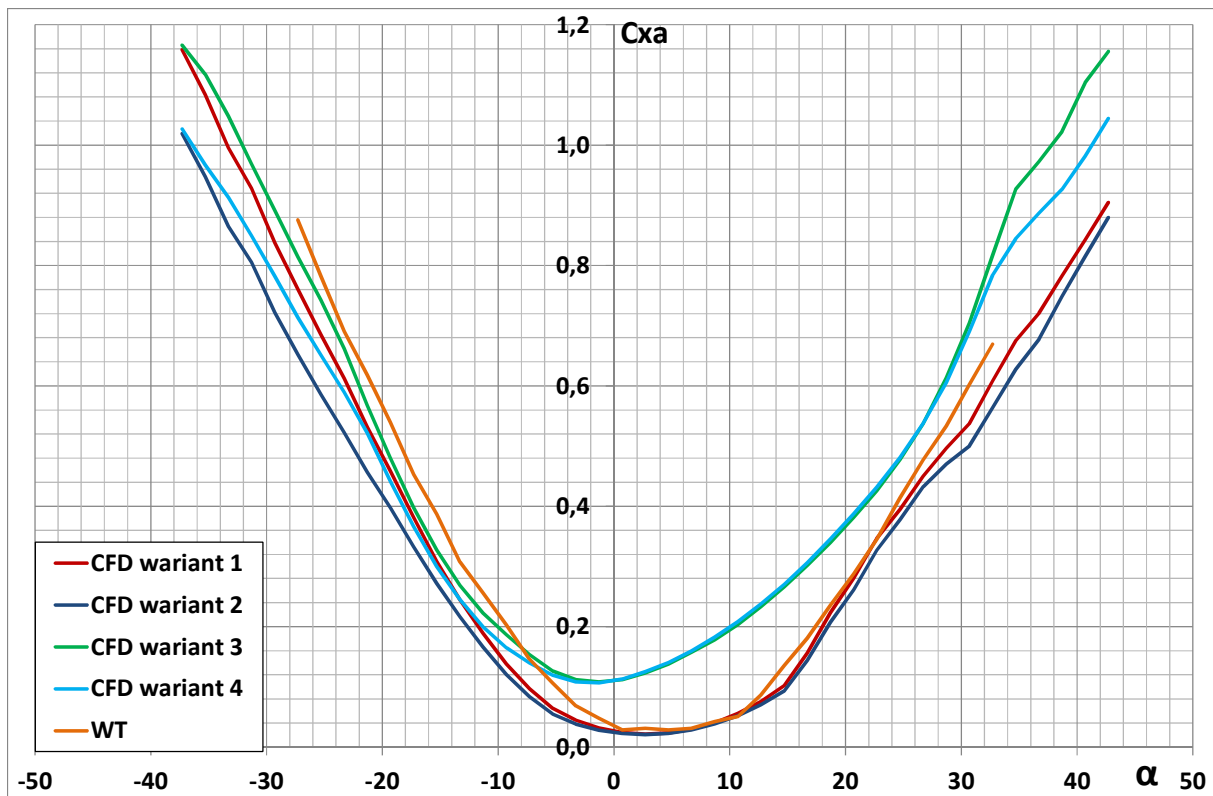
Rys. 12. Sposób wyznaczenia średniej cięciwy aerodynamicznej samolotu Tu-154M.

5. Wyniki ilościowe numerycznej analizy aerodynamicznej samolotu Tu-154M.

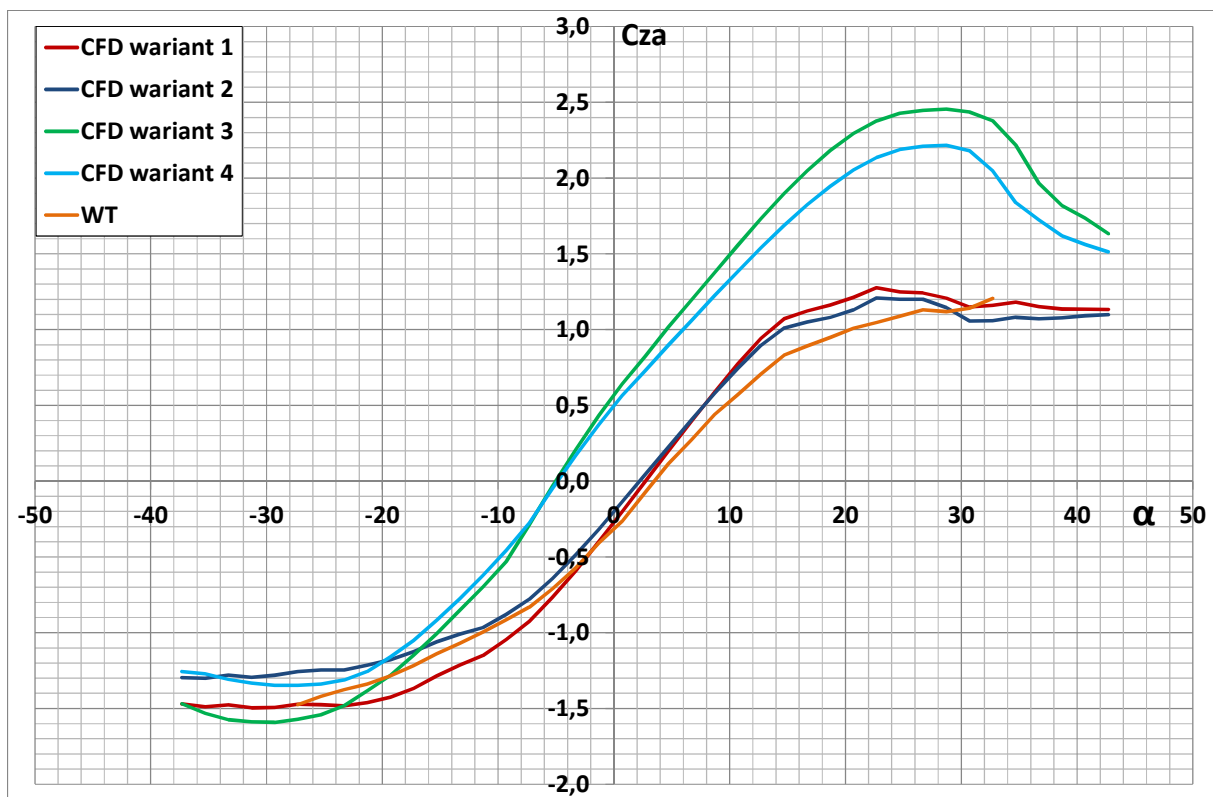
Na rysunkach nr 13 ÷ 24 przedstawiono porównanie charakterystyk aerodynamicznych uzyskanych dla następujących konfiguracji samolotu Tu-154M:

- *CFD variant 1* – samolot w konfiguracji przelotowej;
- *CFD variant 2* – samolot w konfiguracji przelotowej bez usterzenia poziomego;
- *CFD variant 3* – samolot w konfiguracji do lądowania;
- *CFD variant 4* – samolot w konfiguracji do lądowania z urwaną końcówką lewego skrzydła o rozpiętości 6 m;
- *CFD variant 5* – samolot w konfiguracji do lądowania z urwaną końcówką lewego skrzydła o rozpiętości 6 m oraz wychyloną lotką na 20° i przerywaczem na 45° na prawym skrzydle.

W celu weryfikacji poprawności wyników analiz numerycznych porównano je z wynikami otrzymanymi w trakcie badań doświadczalnych w tunelu powietrznym małych prędkości Wojskowej Akademii Technicznej. Badania przeprowadzono dla modelu skali 1:50 dla ciśnienia dynamicznego $q=250 \text{ Pa}$, prędkość przepływu $v=20.2 \text{ m/s}$ co odpowiadało $Re \approx 138000$ [6]. Na charakterystykach przedstawiono wyniki uzyskane dla modelu samolotu Tu-154M w konfiguracji przelotowej, które zostały oznaczone literami *WT*.



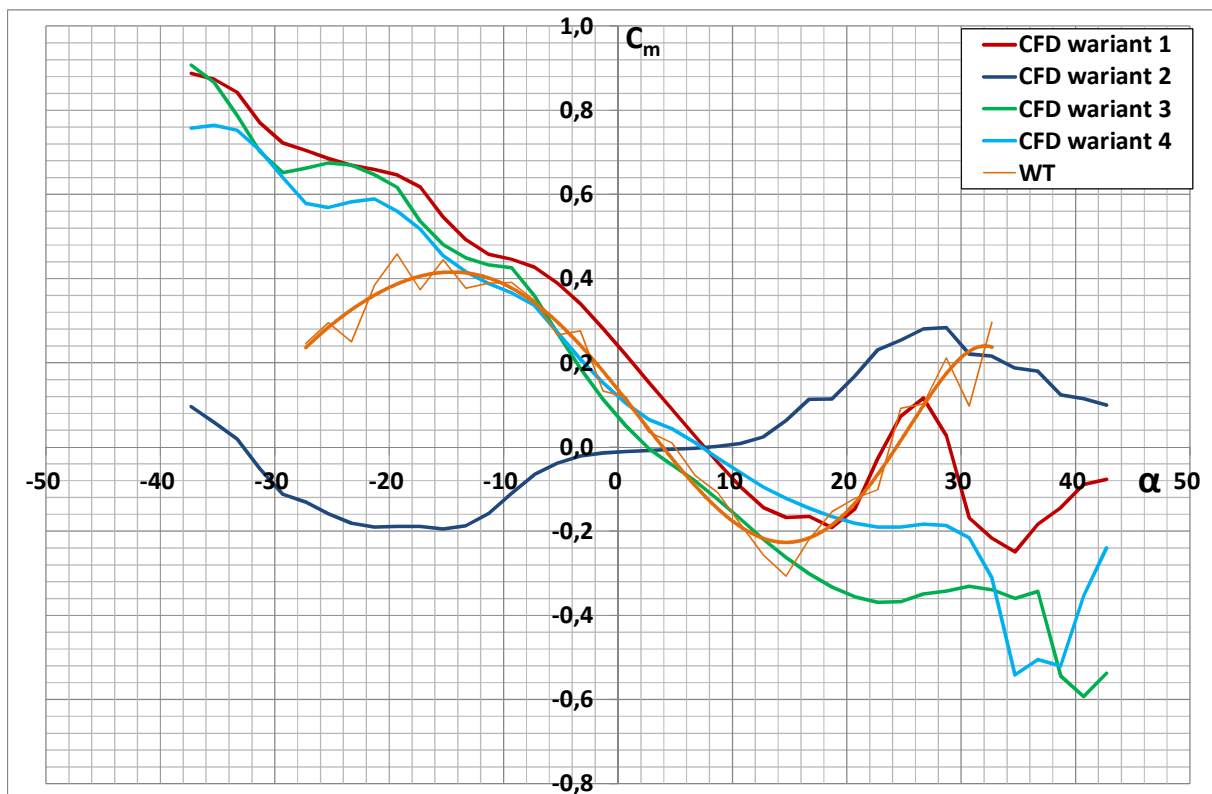
Rys. 13. Porównanie wartości współczynnika siły oporu C_{xa} w funkcji kąta natarcia α dla samolotu Tu-154M; $Ma=0.23$.



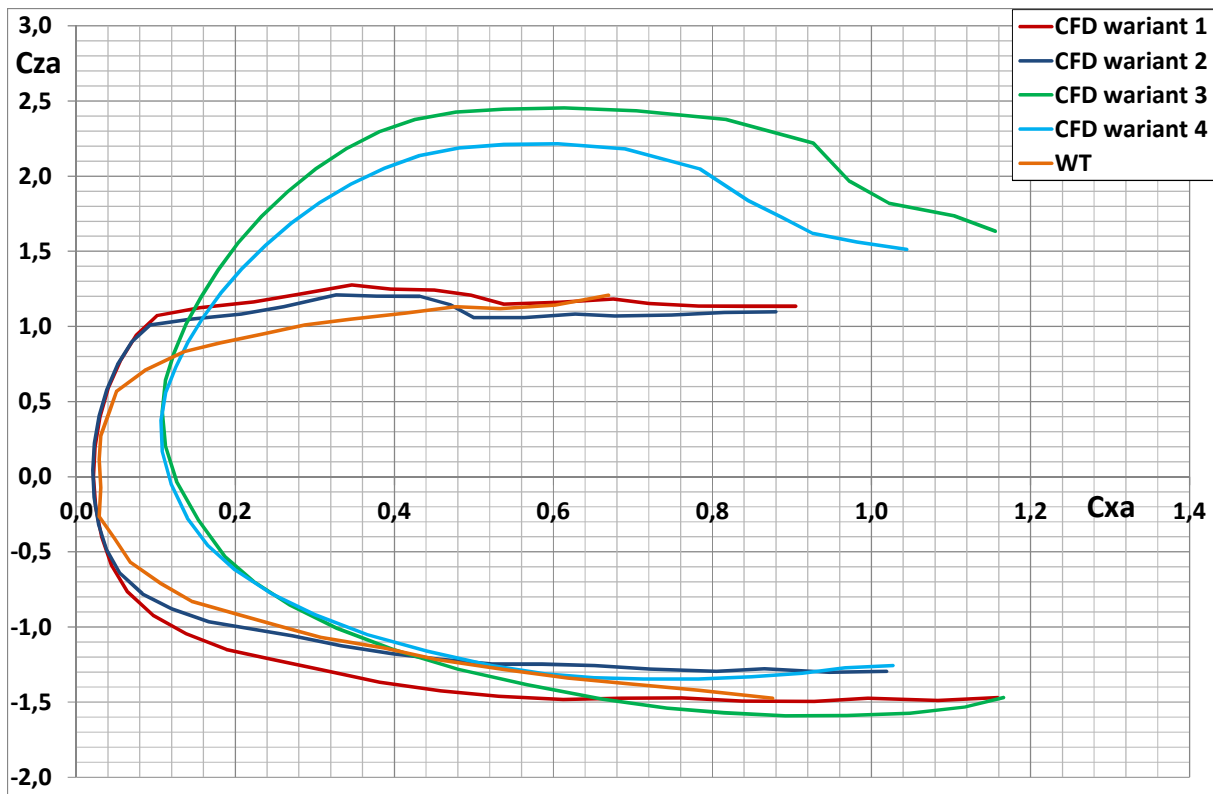
Rys. 14. Porównanie wartości współczynnika siły nośnej C_{za} w funkcji kąta natarcia α dla samolotu Tu-154M; $Ma=0.23$.

Na charakterystyce współczynnika siły oporu przedstawionej na rysunku nr 13, największe różnice można zauważyć pomiędzy wartościami uzyskanymi dla wariantu 1 i 3. Dla samolotu w konfiguracji do lądowania uzyskiwane wartości oporu są zdecydowanie większe. Ponadto przesunięciu w stronę niższych wartości kąta natarcia α uległa wartość C_{xamin} . Natomiast utrata końcówki skrzydła ma porównywalnie niewielki wpływ na przebieg charakterystyki współczynnika siły oporu.

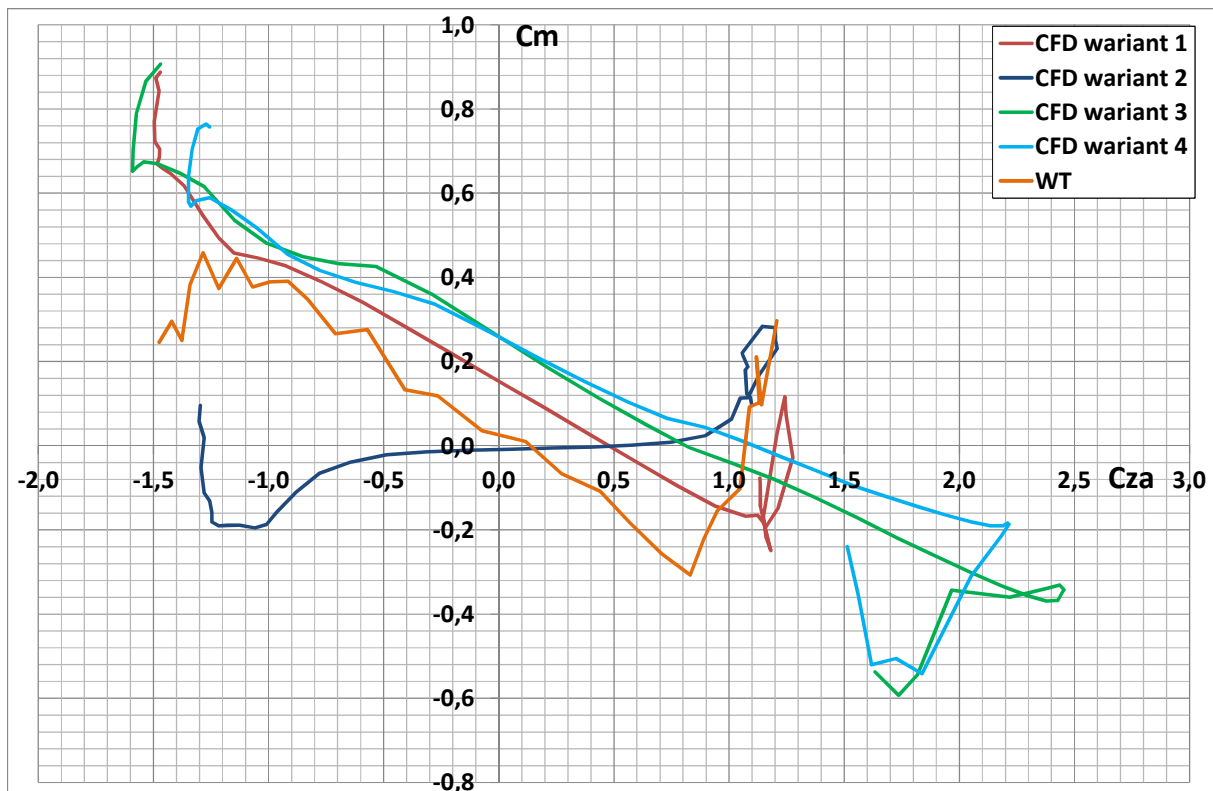
Na charakterystyce współczynnika siły nośnej (rysunek nr 14) największe różnice również występują pomiędzy wartościami uzyskanymi dla wariantu nr 1 i 3. Dla samolotu w konfiguracji do lądowania z wychylonymi klapami i wysuniętymi slotami oraz podwoziem uzyskano znaczący przyrost uzyskiwanych wartości współczynnika siły nośnej w prawie całym zakresie analizowanych kątów natarcia. Wzrosła wartość C_{zamax} oraz krytycznego kąta natarcia α_{kr} . Ponadto porównując wyniki otrzymane dla wariantu samolotu w konfiguracji do lądowania z niezniszczonym skrzydłem oraz wariantu samolotu w konfiguracji do lądowania z urwaną końcówką lewego skrzydła o rozpiętości 6 m uzyskano ok. 10% spadek wartości siły nośnej dla kąta natarcia $\alpha=10^\circ$.



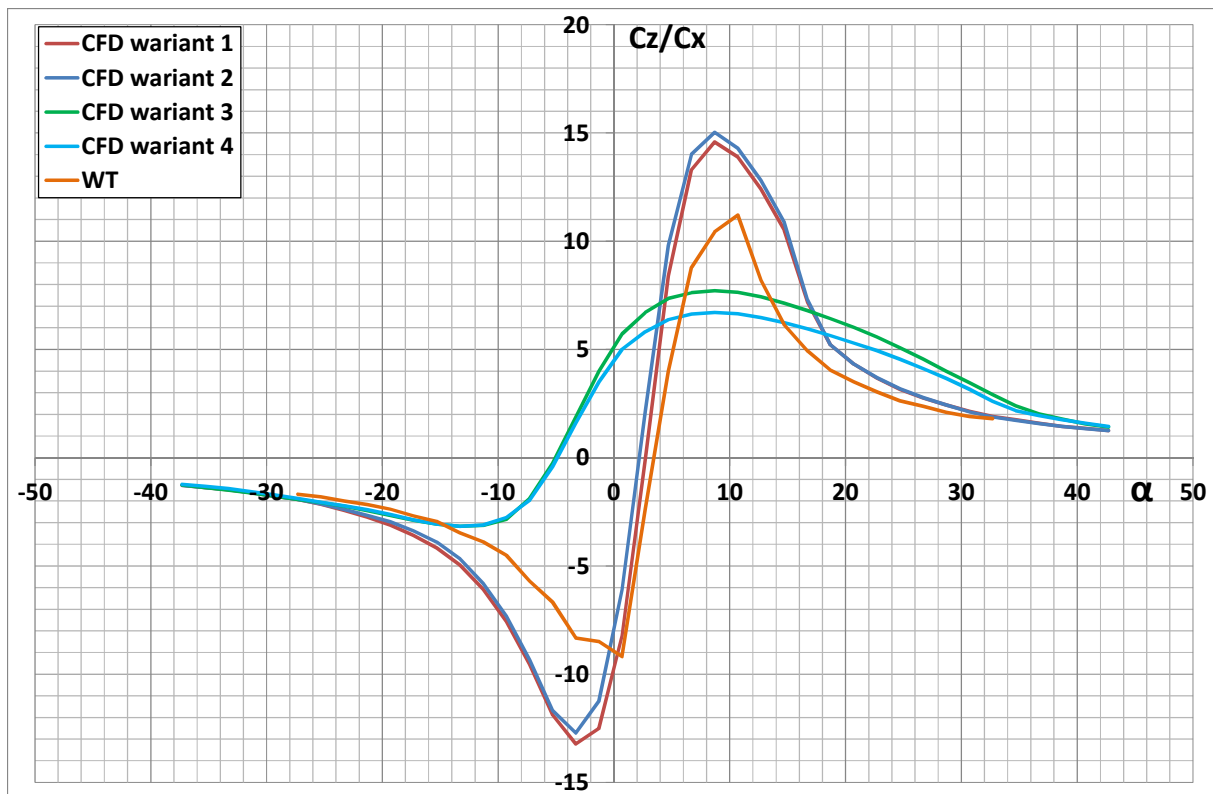
Rys. 15. Porównanie wartości współczynnika momentu pochylającego C_m w funkcji kąta natarcia α dla samolotu Tu-154M; $Ma=0.23$.



Rys. 16. Porównanie biegunowej samolotu Tu-154M; Ma=0.23.



Rys. 17. Porównanie charakterystyk aerodynamicznych $C_m = f(C_{za})$ dla samolotu Tu-154M; Ma=0.23

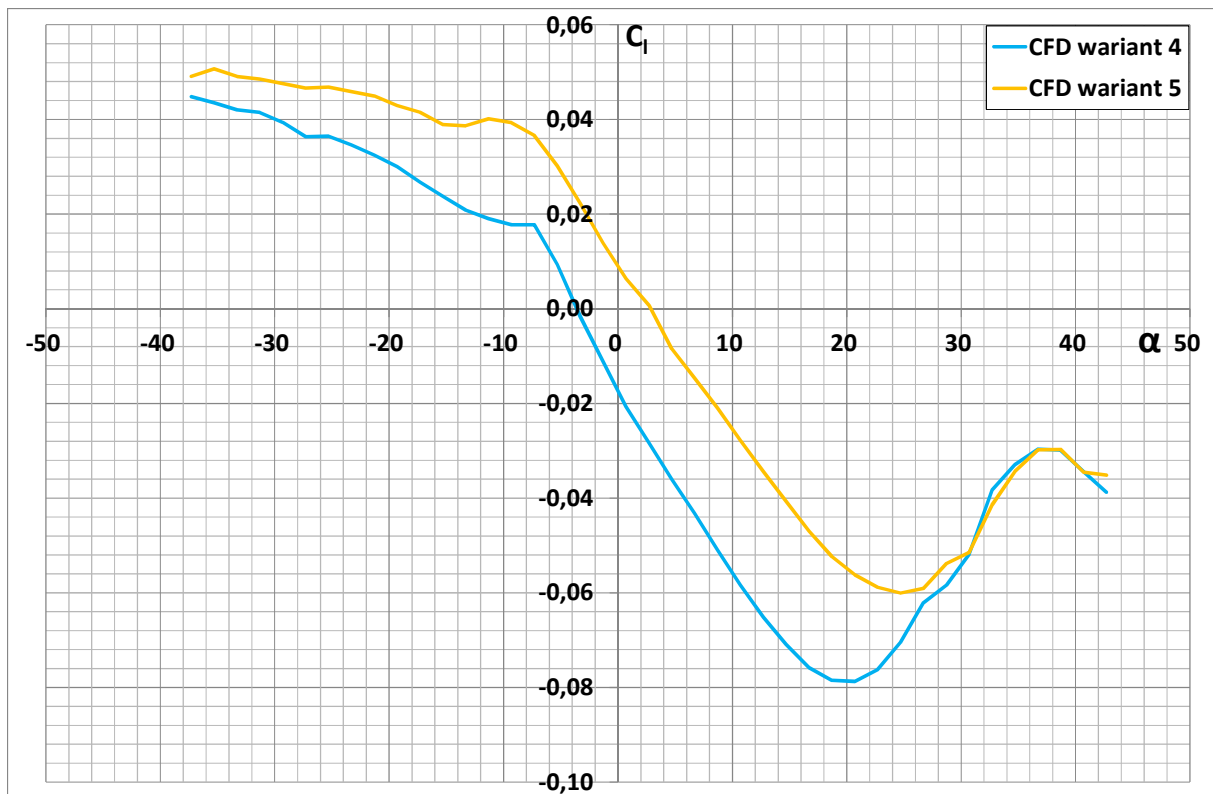


Rys. 18. Porównanie doskonałości aerodynamicznej samolotu Tu-154M; Ma=0.23.

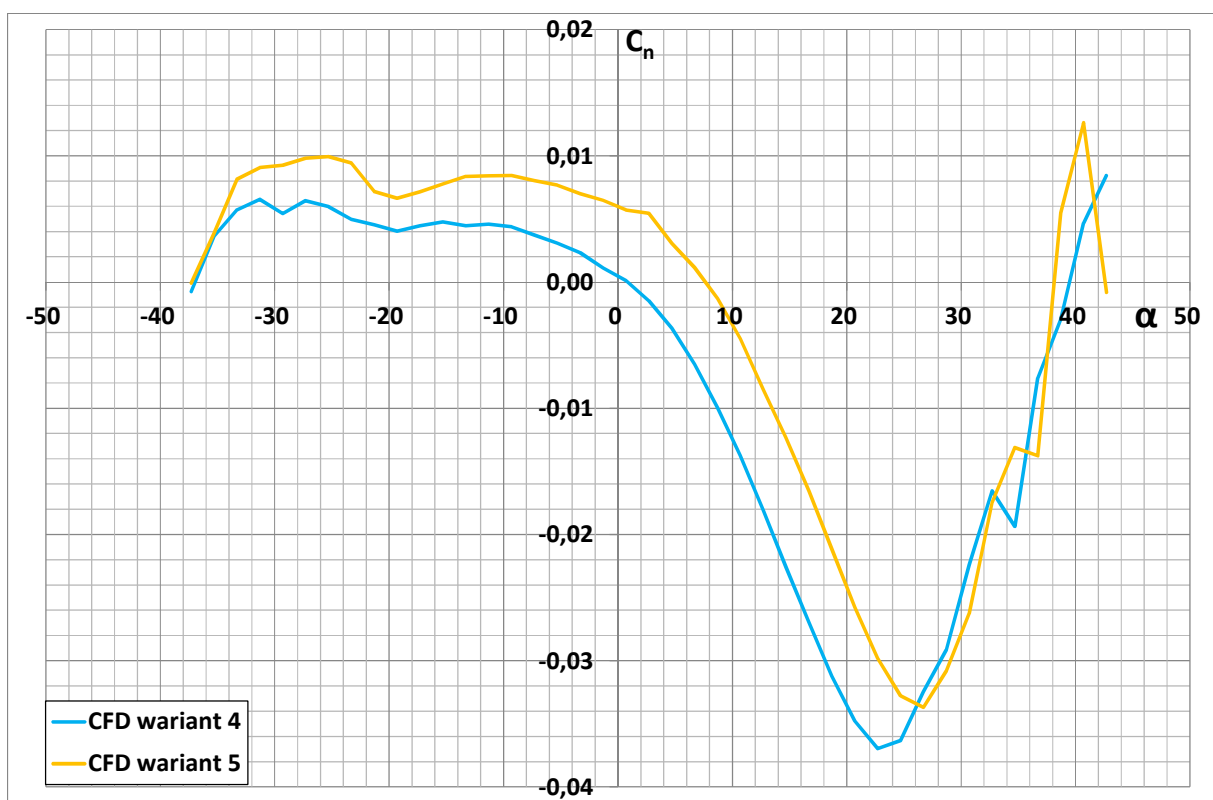
Porównując charakterystyki współczynnika momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia (rysunek nr 15) oraz współczynnika momentu pochylającego w funkcji współczynnika siły nośnej (rysunek nr 17) można zauważyć, że dla wariantów nr 1, 3 i 4 nachylenie otrzymanych krzywych jest bardzo zbliżone. Dla analizowanego bieguna momentu aerodynamicznego (25% SCA) samolot jest stateczny statycznie w prawie całym zakresie analizowanych kątów natarcia. Dla wariantu samolotu w konfiguracji przelotowej w zakresie kątów natarcia $\alpha = 18^\circ \div 26^\circ$ i $\alpha = 34^\circ \div 42.7^\circ$ samolot staje się niestateczny statycznie. Natomiast dla wariantu nr 2 zanotowano największą różnicę w nachyleniu krzywej. Jest to spowodowane brakiem usterzenia poziomego w tym wariantcie obliczeniowym samolotu. Urwanie końcówki lewego skrzydła o rozpiętości 6 m zmniejszyło stateczność samolotu, aczkolwiek w dalszym ciągu samolot jest stateczny statycznie w kanale podłużnym.

Przebieg biegunowej samolotu (rysunek nr 16) uzyskany dla poszczególnych analizowanych wariantów samolotu Tu-154M odzwierciedla wcześniej opisane różnice w wartościach współczynnika siły oporu oraz siły nośnej.

Na rysunku nr 18 przedstawiono wykres doskonałości aerodynamicznej samolotu Tu-154M. Dla wariantu samolotu w konfiguracji przelotowej bez usterzenia poziomego uzyskano największą wartość doskonałości aerodynamicznej. Znacznie mniejsze wartości doskonałości aerodynamicznej otrzymano dla wariantu samolotu w konfiguracji do lądowania. Spowodowane jest to większym przyrostem wartości współczynnika siły oporu w porównaniu do przyrostu wartości współczynnika siły nośnej. Natomiast dla wariantu nr 4 w porównaniu z wariantem nr 3 uzyskano niewielki spadek wartości doskonałości aerodynamicznej w zakresie kątów natarcia $\alpha = -2^\circ \div 36^\circ$.



Rys. 19. Porównanie wartości współczynnika momentu przechylającego C_l w funkcji kąta natarcia α dla samolotu Tu-154M; $Ma=0.23$.

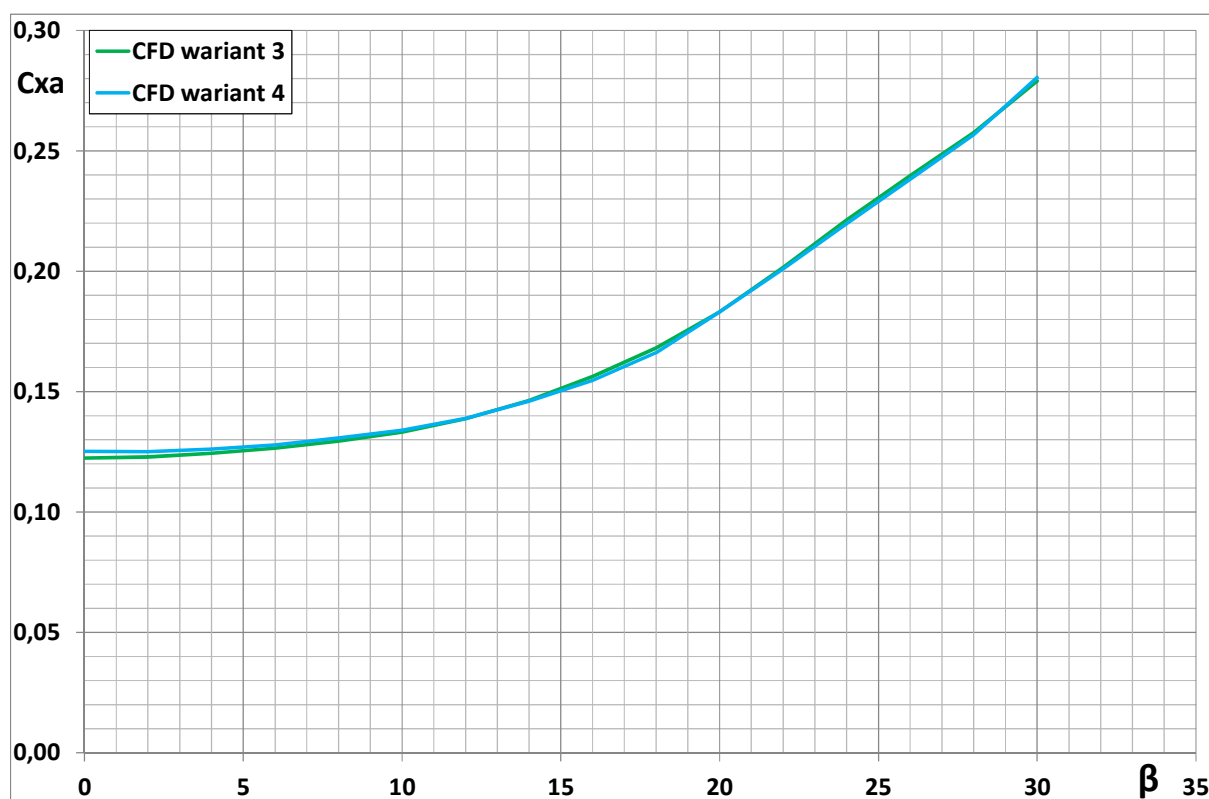


Rys. 20. Porównanie wartości współczynnika momentu odchyłającego C_n w funkcji kąta natarcia α dla samolotu Tu-154M; $Ma=0.23$.

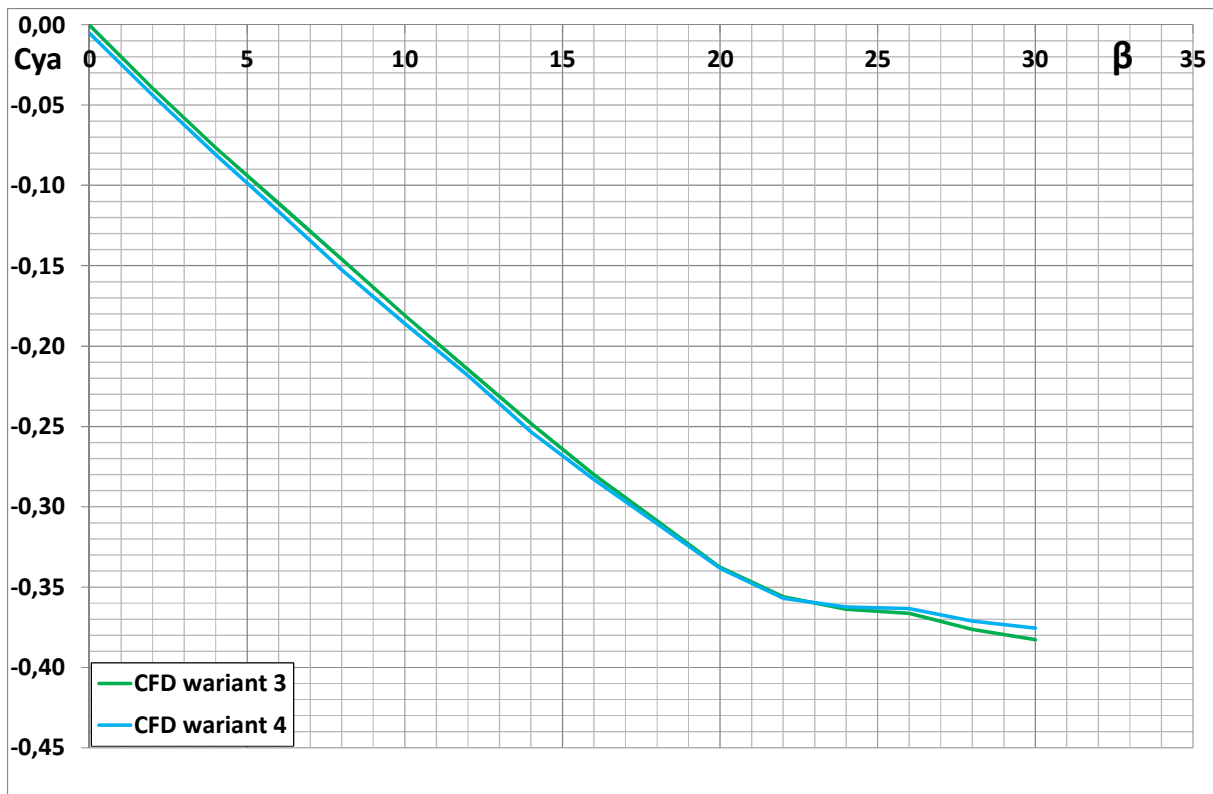
Największy wpływ urwania końcówki lewego skrzydła o rozpiętości 6 m można zauważyć na charakterystykach współczynnika momentu przechylającego C_l (rysunek nr 19) oraz współczynnika momentu odchylającego C_n (rysunek nr 20). Urwanie końcówki skrzydła powoduje powstanie zarówno momentu przechylającego, jak również momentu odchylającego. Jednakże dla małych kątów natarcia momenty przechylający oraz odchylający powstające w wyniku utraty końcówki lewego skrzydła o rozpiętości 6 m mogą być zniwelowane poprzez wychylenie na prawym skrzydle lotki i przerywacza. Uzyskane wyniki są zgodne z przedstawionymi w literaturze dotyczącej przedmiotowego zagadnienia [8, 10].

Uwagę zwraca duża zgodność otrzymanych wyników z wynikami uzyskanymi w trakcie badań doświadczalnych w tunelu powietrznym. Świadczy to o poprawności opracowanego modelu numerycznego samolotu Tu-154M na potrzeby analizy aerodynamicznej. Ewentualne różnice w wartościach poszczególnych współczynników aerodynamicznych wynikają bezpośrednio ze specyfiki prowadzonych badań doświadczalnych, między innymi z różnych wartości liczb kryterialnych.

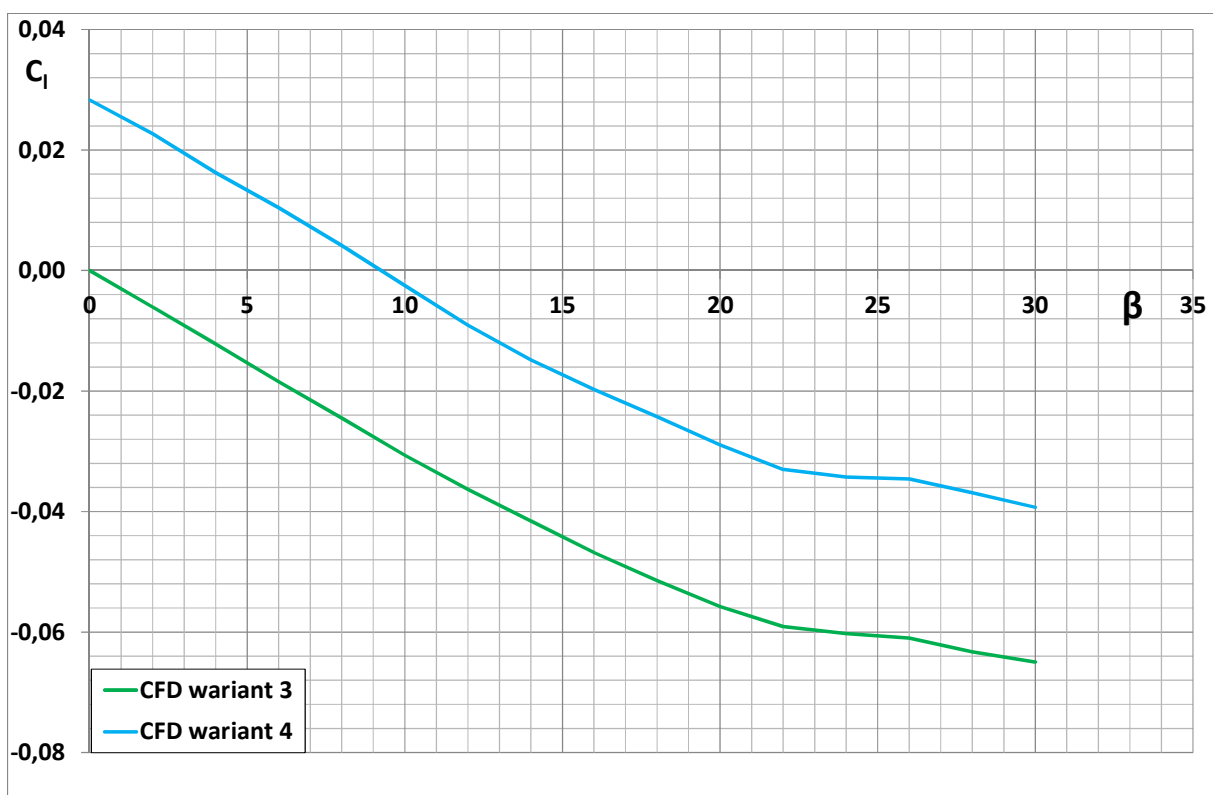
Na rysunkach nr 21 ÷ 24 przedstawiono wyniki ilościowe uzyskane w trakcie numerycznej analizy aerodynamicznej samolotu Tu-154M w opływie niesymetrycznym. Na charakterystykach współczynnika siły oporu, współczynnika siły bocznej oraz współczynnika momentu odchylającego w funkcji kąta ślizgu można zauważyć, że wpływ urwania końcówki lewego skrzydła o rozpiętości 6 m na ich przebieg jest niewielki. Największy wpływ obserwujemy na charakterystyce współczynnika momentu przechylającego.



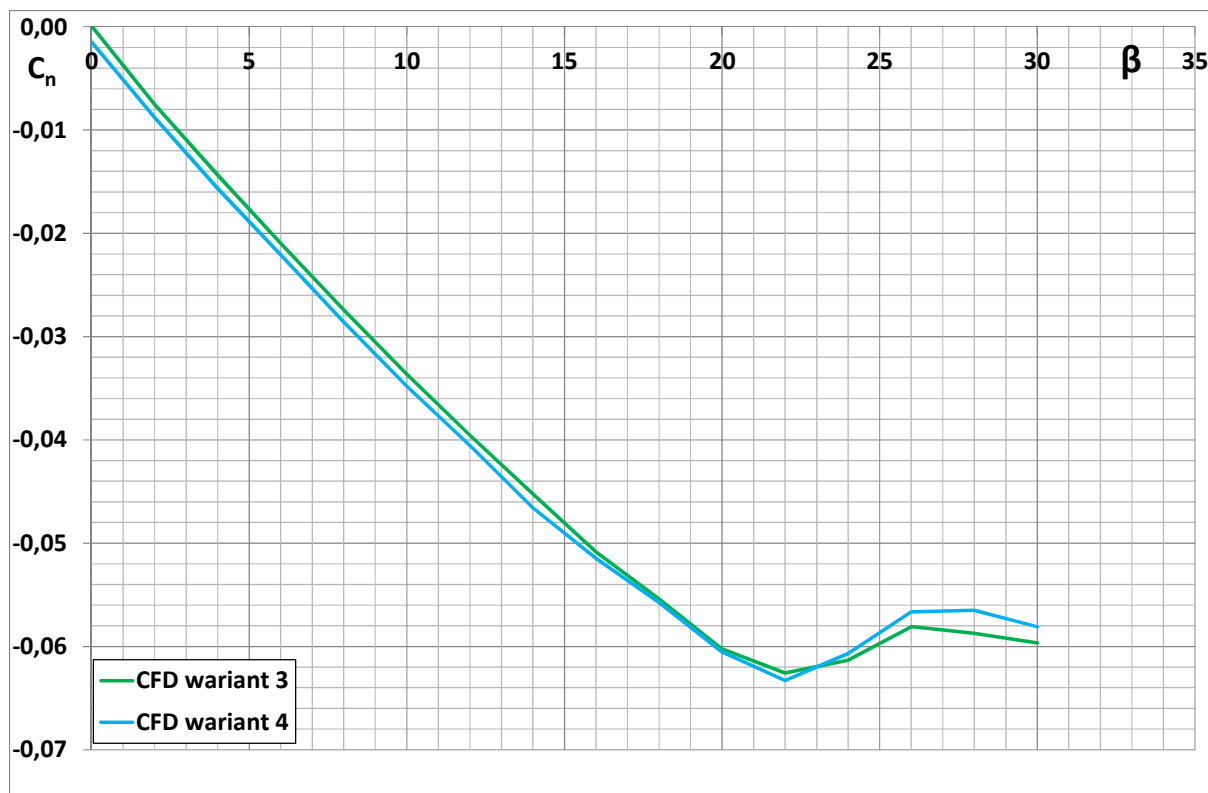
Rys. 21. Porównanie wartości współczynnika siły oporu C_{xa} w funkcji kąta ślizgu β dla samolotu Tu-154M; $Ma=0.23$.



Rys. 22. Porównanie wartości współczynnika siły bocznej C_{ya} w funkcji kąta ślizgu β dla samolotu Tu-154M; $Ma=0.23$.



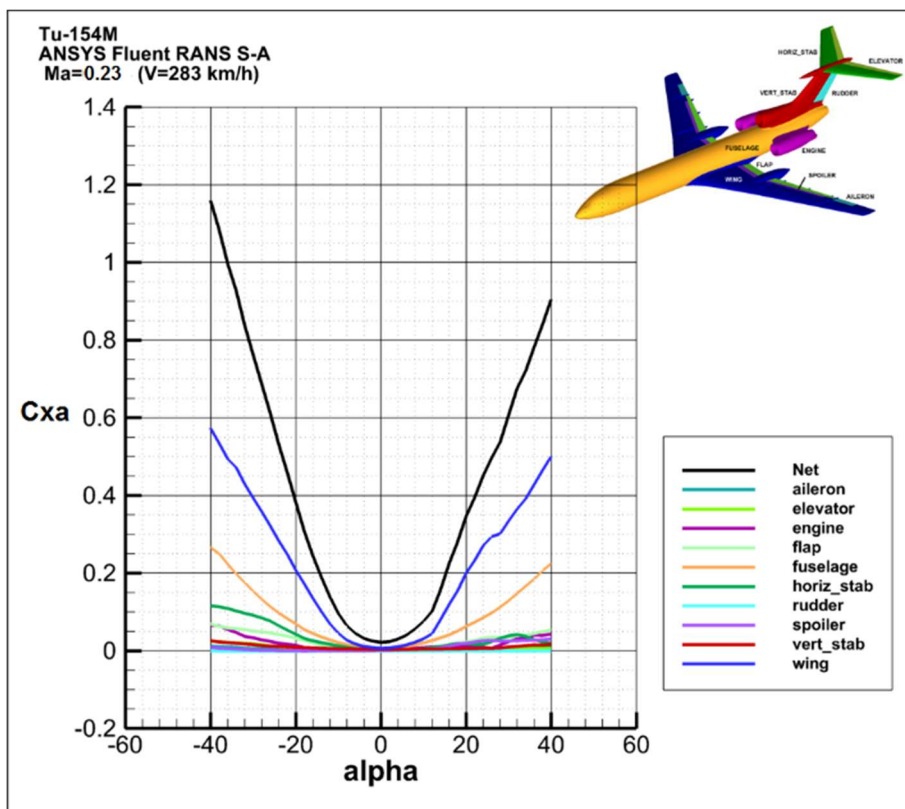
Rys. 23. Porównanie wartości współczynnika momentu przechylającego C_l w funkcji kąta ślizgu β dla samolotu Tu-154M; $Ma=0.23$.



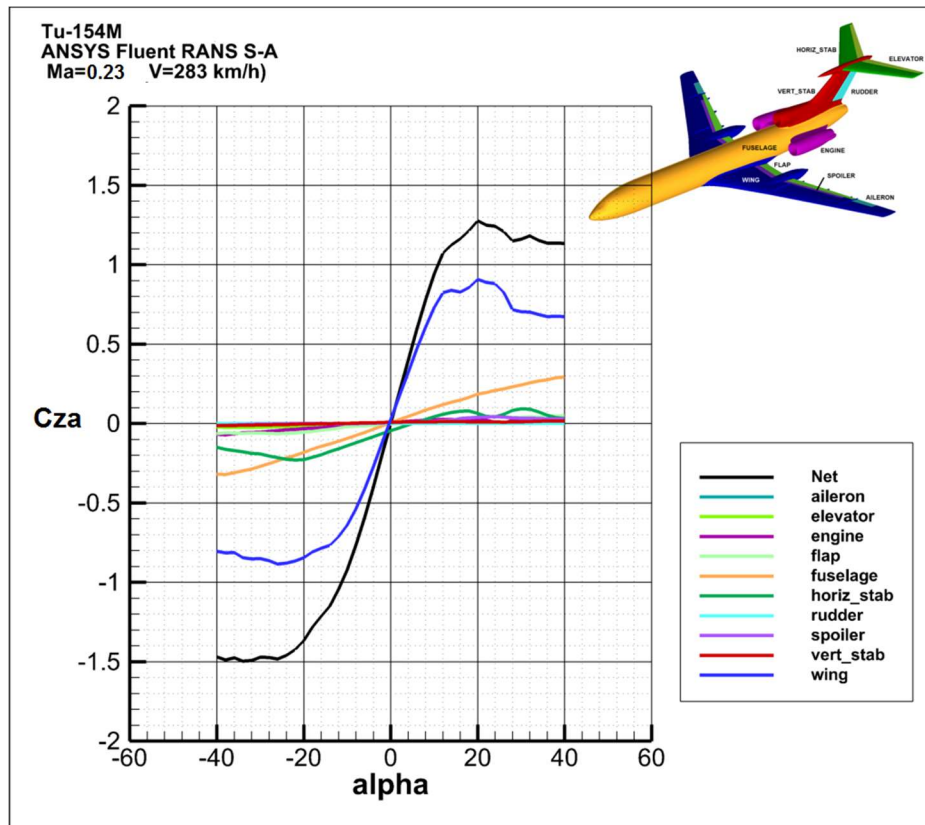
Rys. 24. Porównanie wartości współczynnika momentu przechylającego C_n w funkcji kąta ślizgu β dla samolotu Tu-154M; $Ma=0.23$.

6. Analiza wpływu podzespołów płatowca samolotu Tu-154M na uzyskiwane charakterystyki aerodynamiczne.

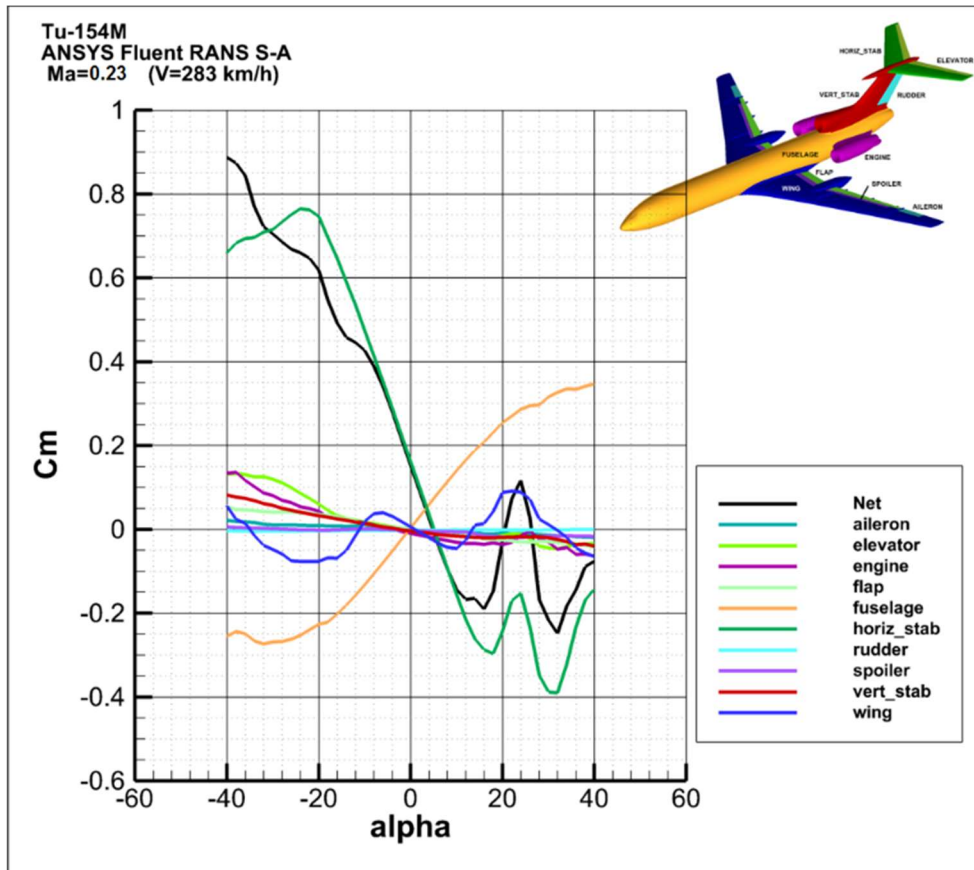
Na rysunkach nr 25 ÷ 27 przedstawiono wpływ podzespołów płatowca na wartość poszczególnych współczynników aerodynamicznych. W przypadku współczynnika siły oporu (rysunek nr 25) głównymi źródłami oporu są skrzydło i kadłub. Udział płata, kadłuba i usterzenia poziomego w całkowitej wartości współczynnika siły oporu rośnie wraz ze wzrostem wartości bezwzględnej kąta natarcia. Udział płata nośnego w wielkości współczynnika siły nośnej (rysunek nr 26) jest duży i dla dodatnich kątów natarcia do $\alpha=20^\circ$ przekracza 70%. Natomiast udział kadłuba w tym przedziale kątów natarcia dochodzi do ok. 15% całkowitej wartości współczynnika siły nośnej. Proporcje te zmieniają się wraz ze zmianą kąta natarcia. Natomiast z charakterystyk współczynnika momentu pochylającego (rysunek nr 27) można odczytać rozstrzeżający wpływ kadłuba oraz dużo większy wpływ dostateczniający statecznika poziomego. Wartość współczynnika momentu pochylającego pochodząca od steru wysokości jest zdecydowanie mniejsza. W zakresie kątów natarcia $\alpha = -10^\circ \div 16^\circ$ obserwujemy dostateczniający wpływ skrzydła samolotu.



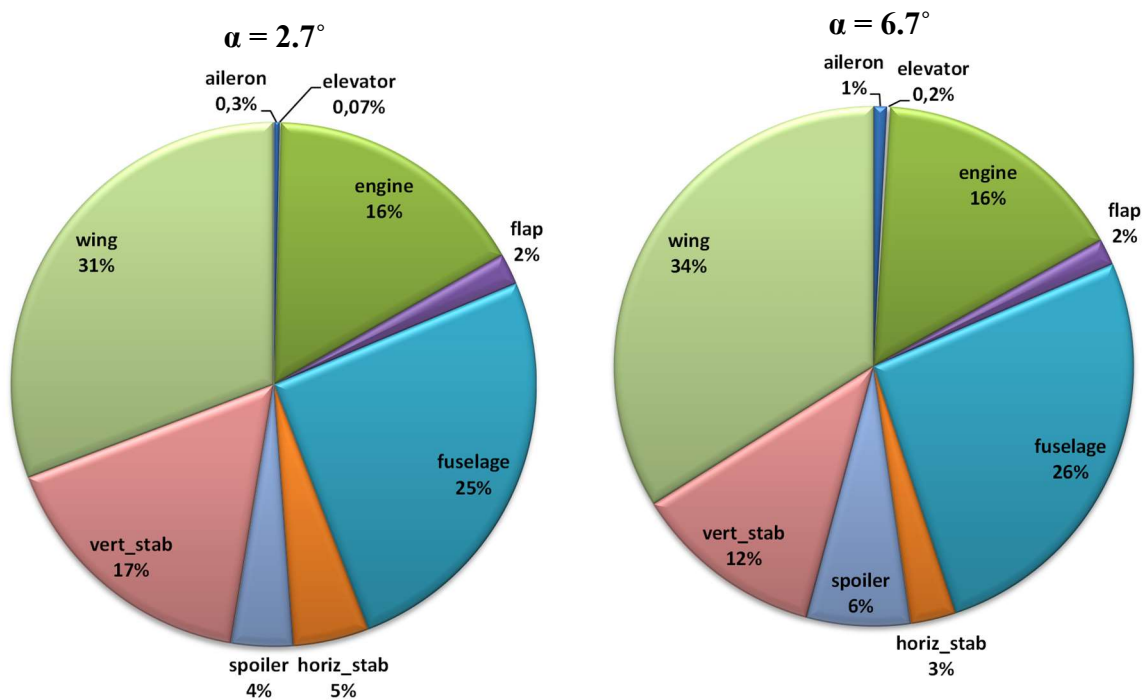
Rys. 25. Składowe współczynnika siły oporu aerodynamicznego w funkcji kąta natarcia od poszczególnych stref podziału geometrii płatowca samolotu Tu-154M.



Rys. 26. Składowe współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia od poszczególnych stref podziału geometrii płatowca samolotu Tu-154M.



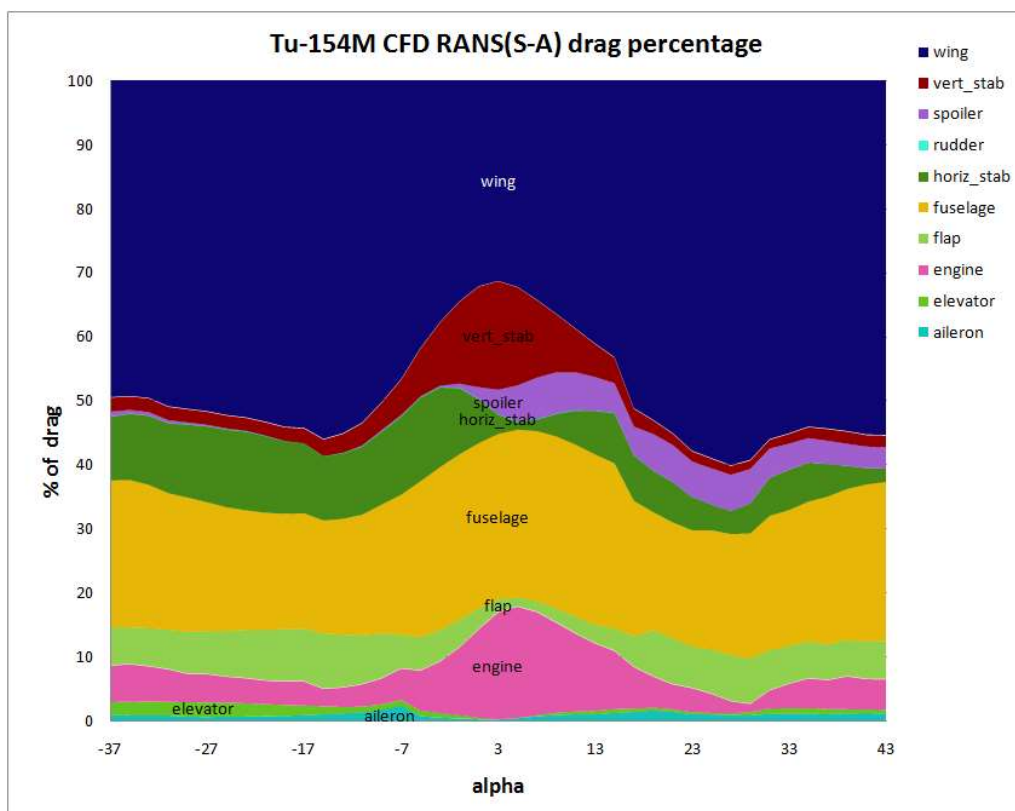
Rys. 27. Składowe współczynnika momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia od poszczególnych stref podziału geometrii płatowca samolotu Tu-154M.



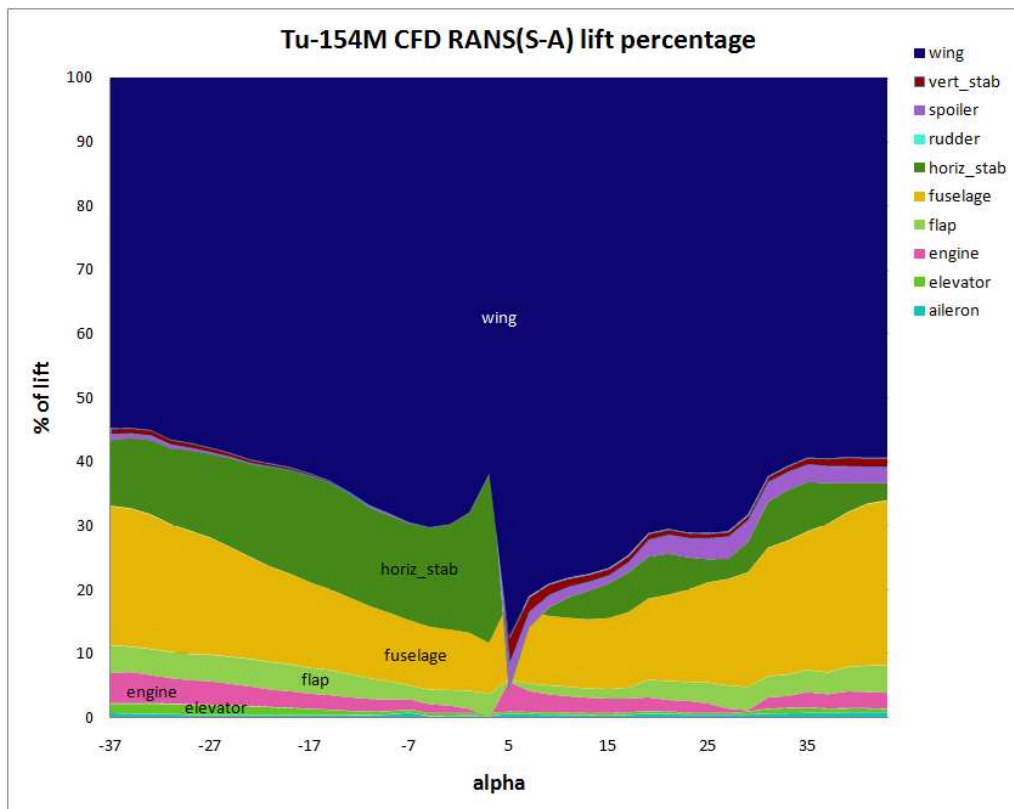
Rys. 28. Procentowy udział poszczególnych stref podziału geometrii płatowca samolotu Tu-154M w całkowitej wartości współczynnika oporu dla kąta natarcia $\alpha=2.7^\circ$ i $\alpha=6.7^\circ$.

Na rysunku nr 28 przedstawiono procentowe udziały poszczególnych stref podziału geometrii płatowca w całkowitej wartości współczynnika siły oporu odpowiednio dla kąta natarcia 2.7° i 6.7° . Wraz ze wzrostem kąta natarcia odnotowano niewielki wzrost procentowego udziału skrzydła w całkowitej wartości współczynnika siły oporu z 31% dla $\alpha=2.7^\circ$ do 34% przy $\alpha=6.7^\circ$. Jest to spowodowane przyrostem siły nośnej oraz oporu interferencyjnego. Natomiast dla usterzenia pionowego odnotowano spadek procentowego udziału w całkowitej wartości współczynnika siły oporu z 17% dla $\alpha=2.7^\circ$ do 12% przy $\alpha=6.7^\circ$. Zarówno dla kąta natarcia $\alpha=2.7^\circ$, jak i dla $\alpha=6.7^\circ$ największy udział w całkowitej wartości współczynnika siły oporu ma skrzydło.

Z kolei na rysunku nr 29 przedstawiono procentowy udział poszczególnych elementów samolotu w sile oporu aerodynamicznego w funkcji kąta natarcia dla samolotu Tu-154M. Największy udział w całkowitej wartości siły oporu ma skrzydło oraz kadłub. Natomiast w zakresie małych kątów natarcia znaczący udział w całkowitej sile oporu ma dodatkowo usterzenie pionowe oraz gondole silnikowe. Udziały poszczególnych elementów samolotu zmieniają się wraz ze zmianą kąta natarcia. Z wykresu procentowego udziału poszczególnych elementów samolotu w sile nośnej (rysunek nr 30) można odczytać, że udział płata nośnego jest największy i dla kątów natarcia $\alpha = 0^\circ \div 20^\circ$ przekracza 70%. Ponadto w wartości siły nośnej całego samolotu występuje znaczący udział kadłuba oraz usterzenia poziomego. Największe zmiany procentowych udziałów poszczególnych elementów samolotu zarówno w sile oporu jak i w sile nośnej występują w okolicach zerowego kąta natarcia.



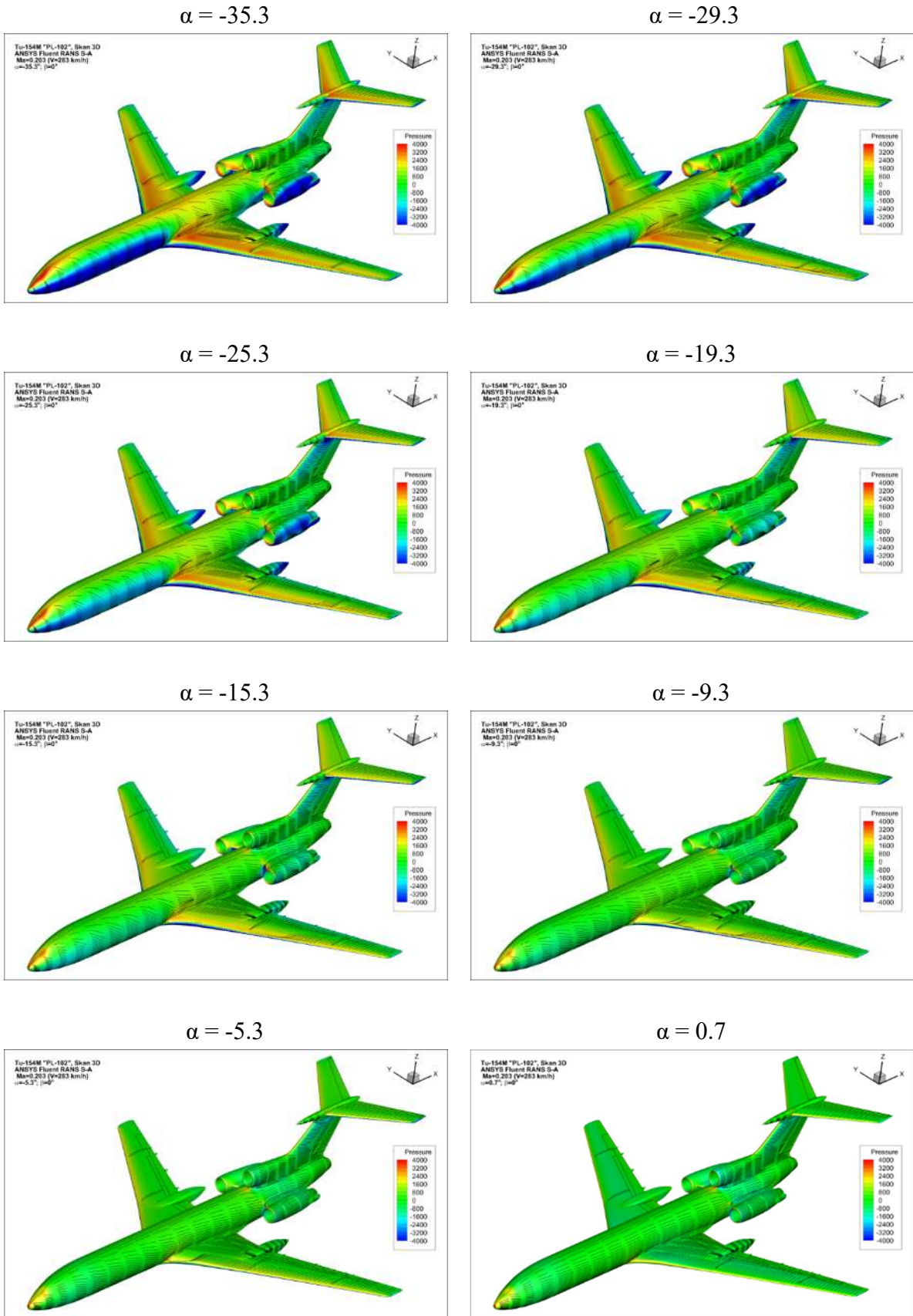
Rys. 29 Procentowy udział poszczególnych elementów samolotu w sile oporu aerodynamicznego w funkcji kąta natarcia dla samolotu Tu-154M; $Ma=0.23$.



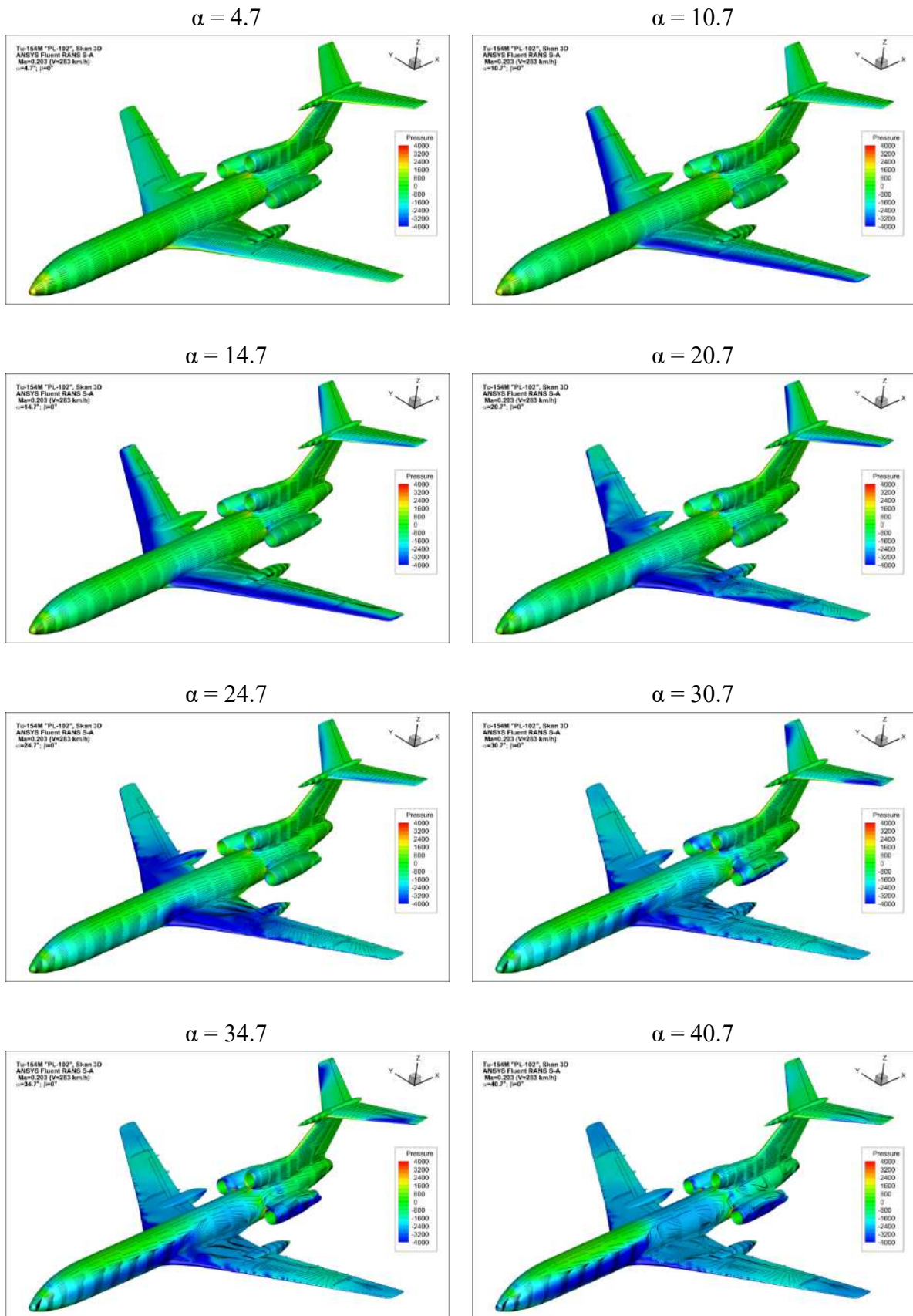
Rys. 30 Procentowy udział poszczególnych elementów samolotu w sile nośnej w funkcji kąta natarcia dla samolotu Tu-154M; $Ma=0.23$.

7. Wyniki jakościowe numerycznej analizy aerodynamicznej samolotu Tu-154M.

Na rysunkach nr 31 ÷ 42 zaprezentowano jakościowe porównanie wyników uzyskanych dla wybranych kątów natarcia w postaci mapy ciśnień z naniesionymi liniami prądu na powierzchni płatu. Ze względu na dość szeroki zakres kątów natarcia przyjęty w obliczeniach, zdecydowano się na krótki czas całkowania linii prądu, tylko w kierunku przepływu. W związku z tym są one krótkie, a ich długość odpowiada proporcjonalnie średniej prędkości na całkowanym obszarze. Linie prądu nabrały cech upodabniających je do nitki używanych w wizualizacji nitkowej w aerodynamice eksperymentalnej. Dzięki temu można obraz pola przepływu interpretować podobnie do obrazów we wspomnianej wyżej metodzie. Zaprezentowana metoda wizualizacji ma tę zaletę, że łączy informację o ciśnieniu w danym obszarze płatu (lub rozkładem dowolnej innej skalarnej wielkości fizycznej) z prędkością i kierunkiem przepływu w tym obszarze.

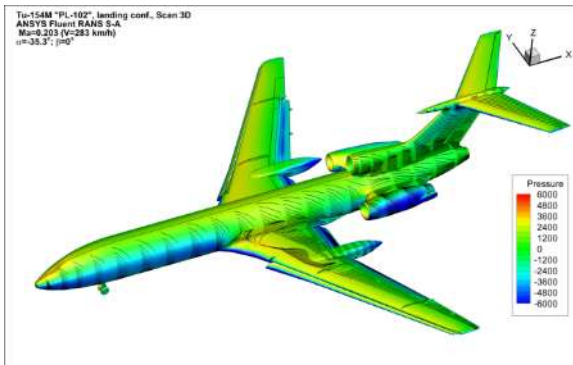


Rys. 31. Zobrazowanie zmian rozkładu ciśnienia oraz przebiegu linii prądu na powierzchni płatowca samolotu Tu-154M w konfiguracji przelotowej dla $\alpha = -35.3^\circ \div 0.7^\circ$.

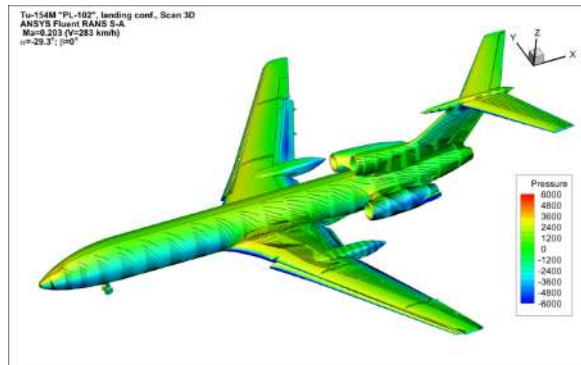


Rys. 32. Zobrazowanie zmian rozkładu ciśnienia oraz przebiegu linii prądu na powierzchni płatowca samolotu Tu-154M w konfiguracji przelotowej dla $\alpha = 4.7^\circ \div 40.7^\circ$.

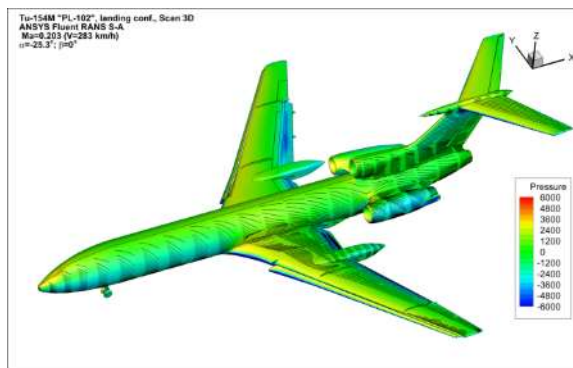
$\alpha = -35,3$



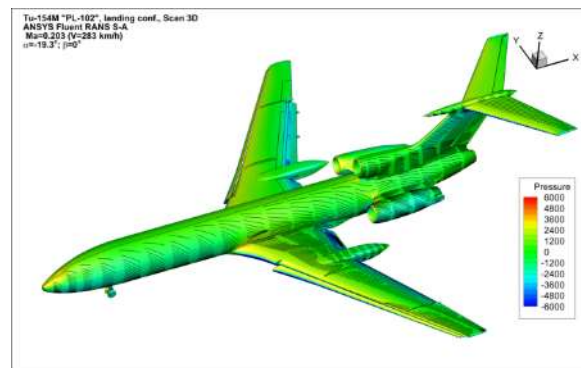
$\alpha = -29,3$



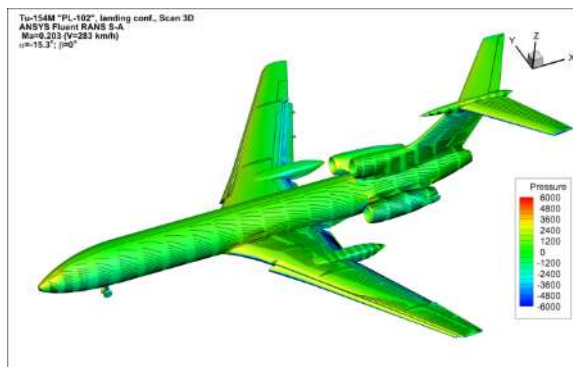
$\alpha = -25,3$



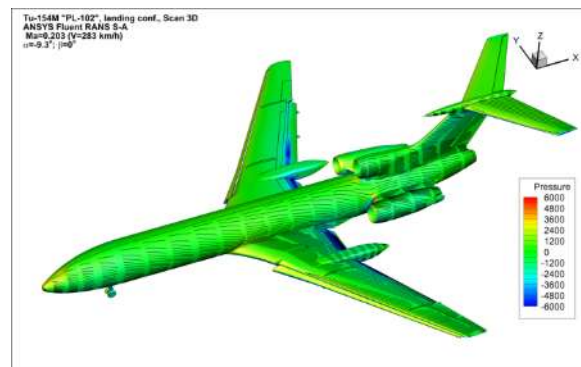
$\alpha = -19,3$



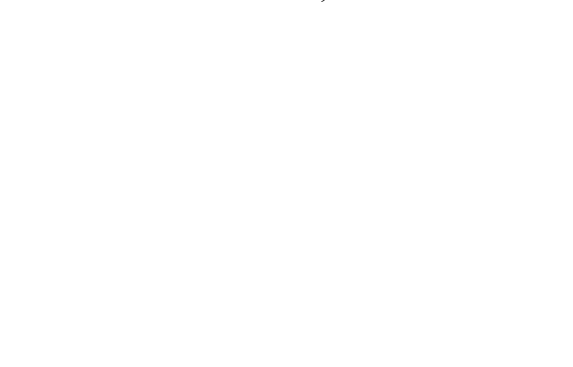
$\alpha = -15,3$



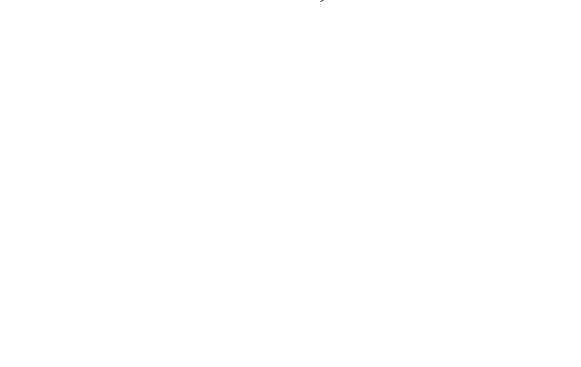
$\alpha = -9,3$

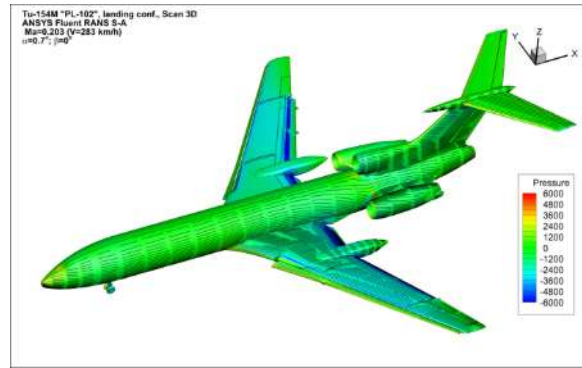
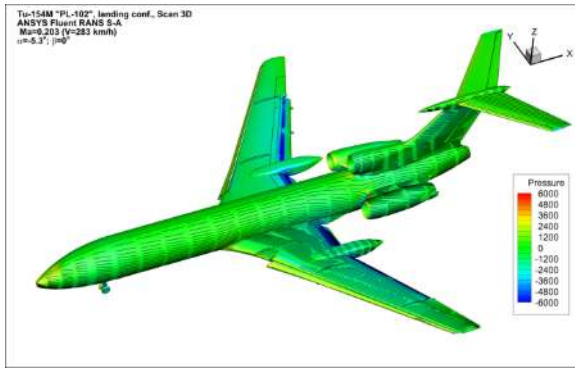


$\alpha = -5,3$



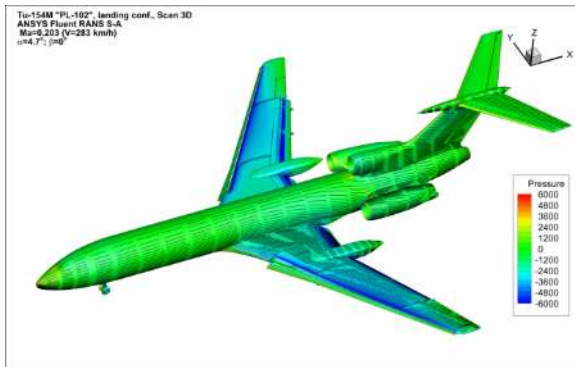
$\alpha = 0,7$



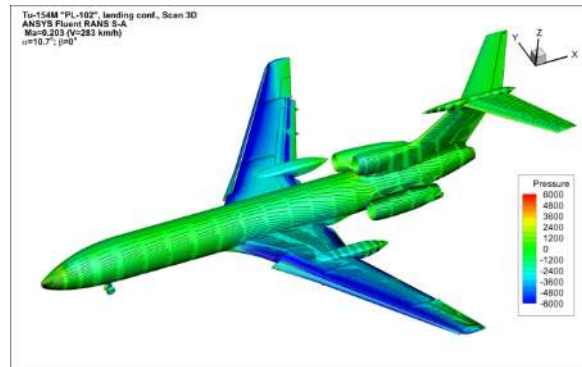


Rys. 33. Zobrazowanie zmian rozkładu ciśnienia oraz przebiegu linii prądu na górnej powierzchni płatu samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania dla $\alpha = -35.3^\circ \div 0.7^\circ$.

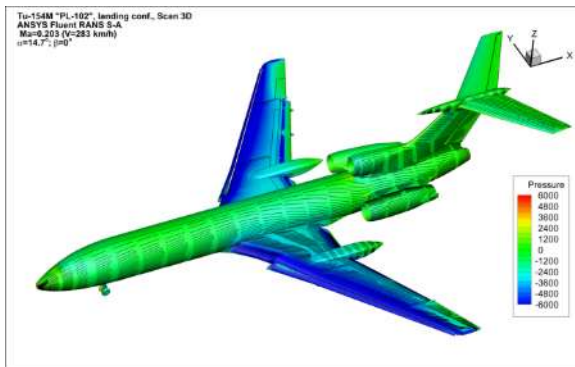
$\alpha = 4.7$



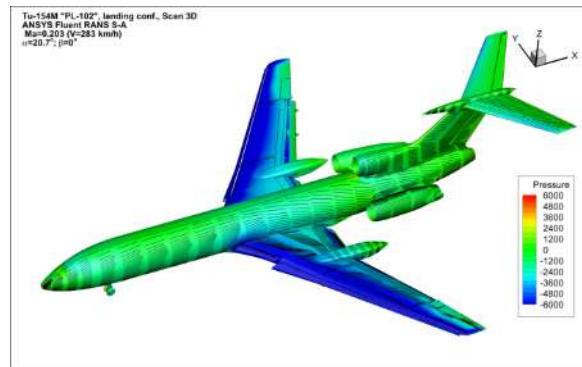
$\alpha = 10.7$



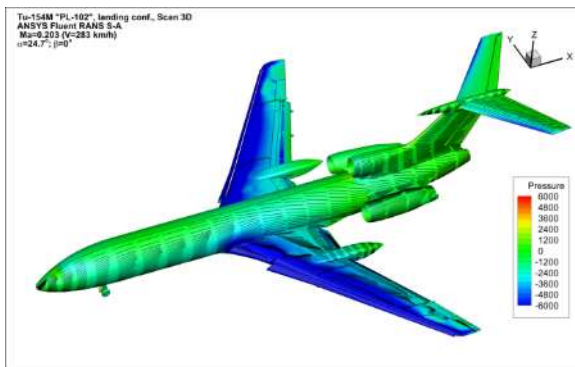
$\alpha = 14.7$



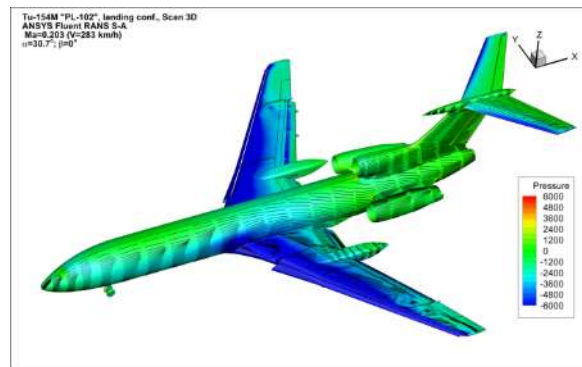
$\alpha = 20.7$



$\alpha = 24.7$

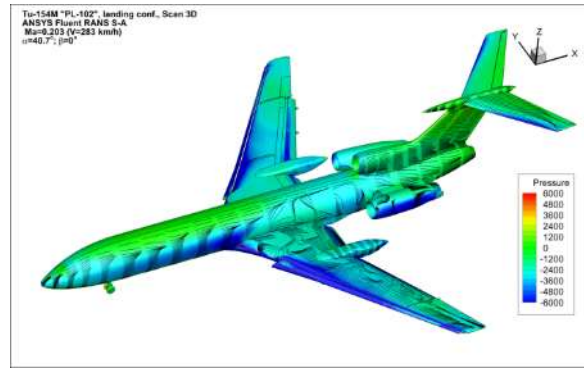
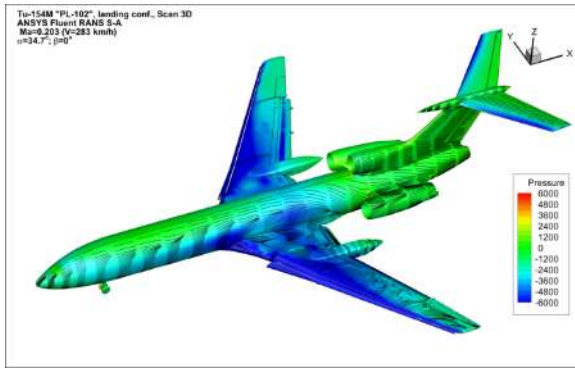


$\alpha = 30.7$



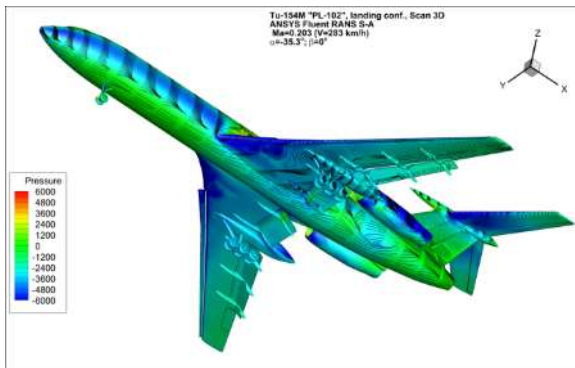
$\alpha = 34.7$

$\alpha = 40.7$

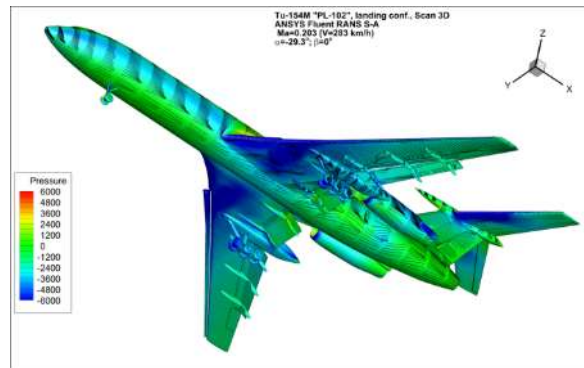


Rys. 34. Zobrazowanie zmian rozkładu ciśnienia oraz przebiegu linii prądu na górnej powierzchni płotowca samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania dla $\alpha = 4.7^\circ \div 40.7^\circ$.

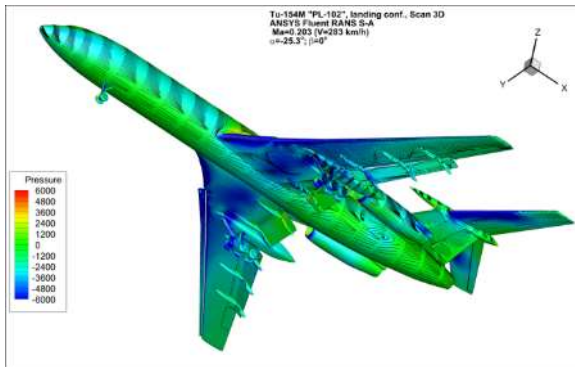
$\alpha = -35.3$



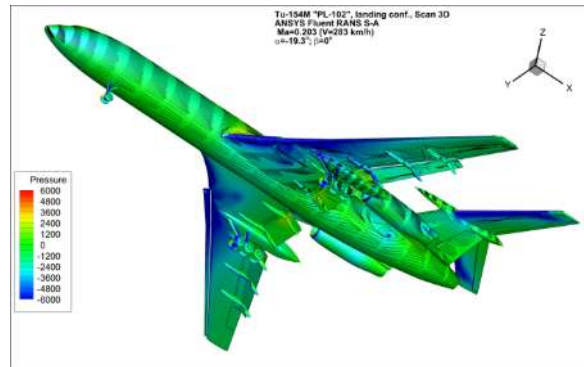
$\alpha = -29.3$



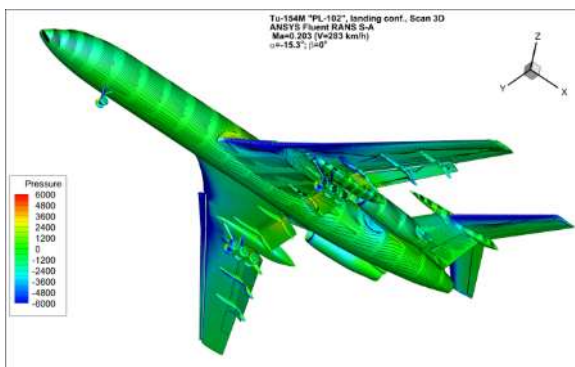
$\alpha = -25.3$



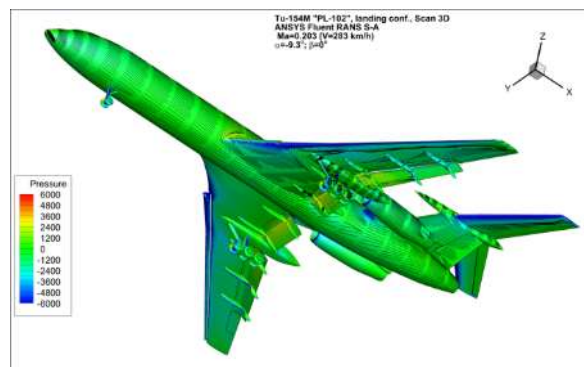
$\alpha = -19.3$



$\alpha = -15.3$

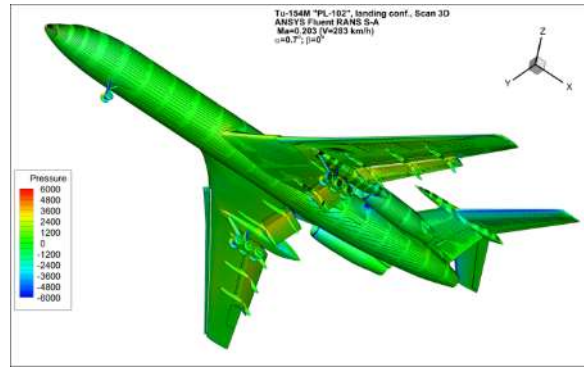
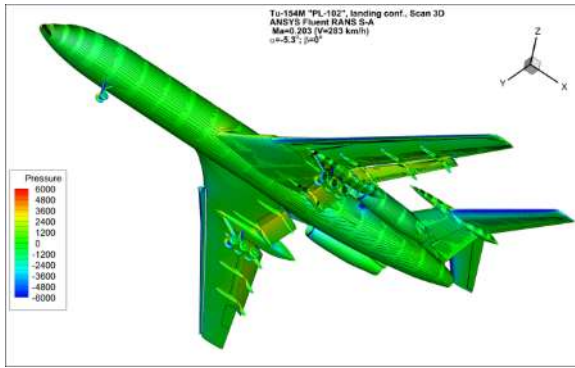


$\alpha = -9.3$



$\alpha = -5.3$

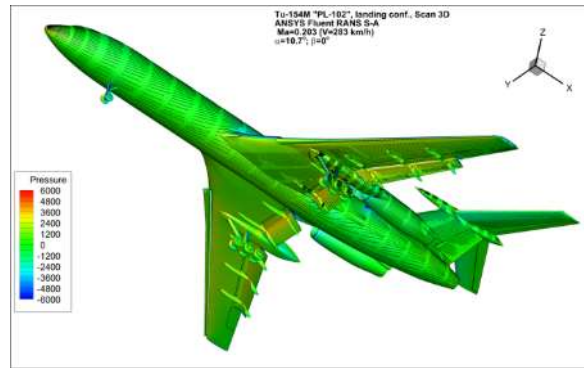
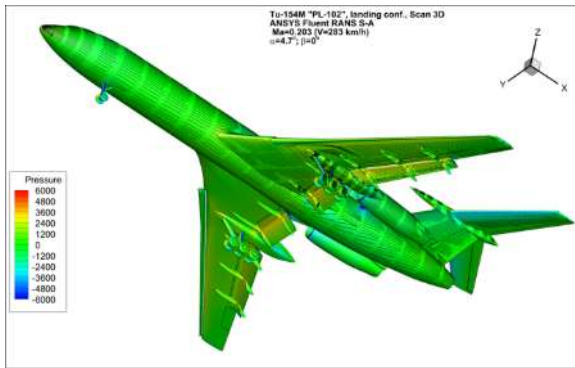
$\alpha = 0.7$



Rys. 35. Zobrazowanie zmian rozkładu ciśnienia oraz przebiegu linii prądu na dolnej powierzchni płatu samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania dla $\alpha = -35.3^\circ \div 0.7^\circ$.

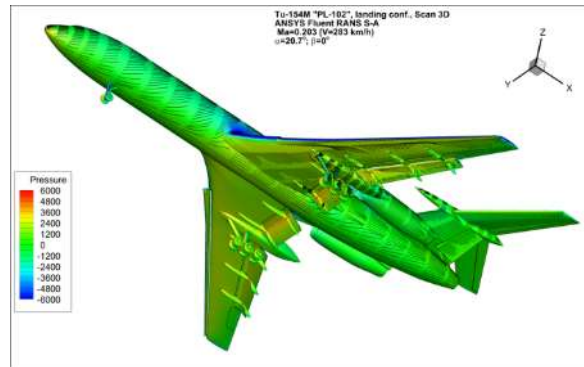
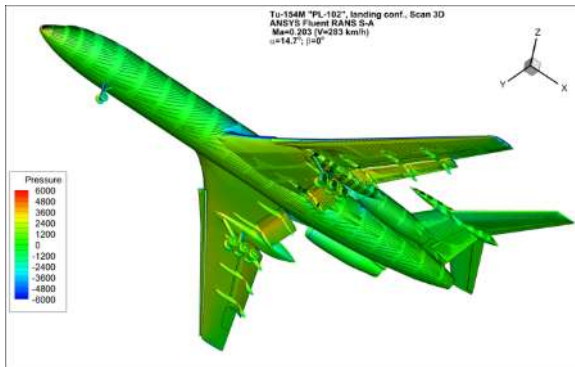
$\alpha = 4.7$

$\alpha = 10.7$



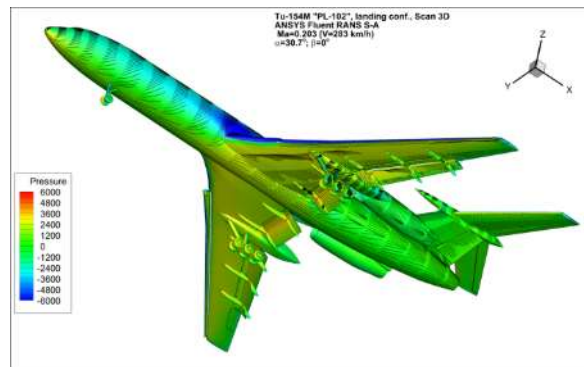
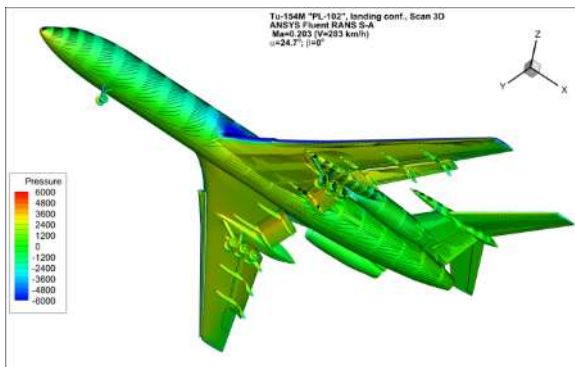
$\alpha = 14.7$

$\alpha = 20.7$



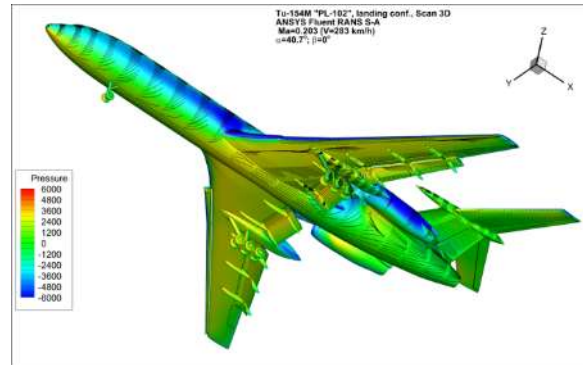
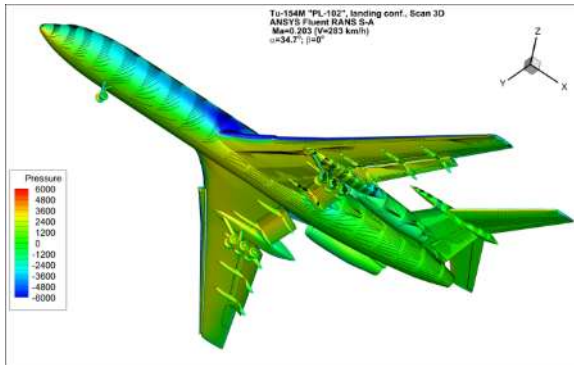
$\alpha = 24.7$

$\alpha = 30.7$



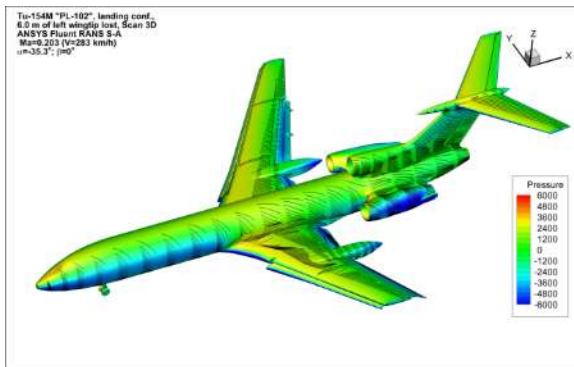
$\alpha = 34.7$

$\alpha = 40.7$

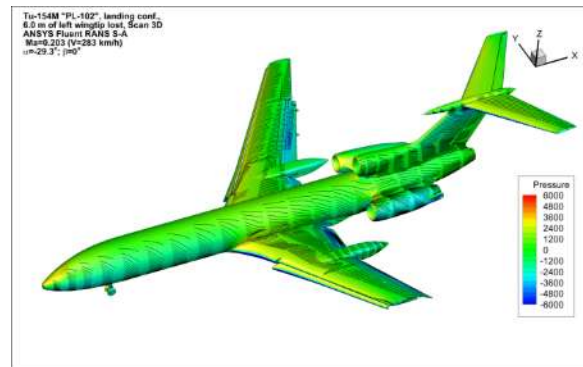


Rys. 36. Zobrazowanie zmian rozkładu ciśnienia oraz przebiegu linii prądu na dolnej powierzchni płotowca samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania dla $\alpha = 4.7^\circ \div 40.7^\circ$.

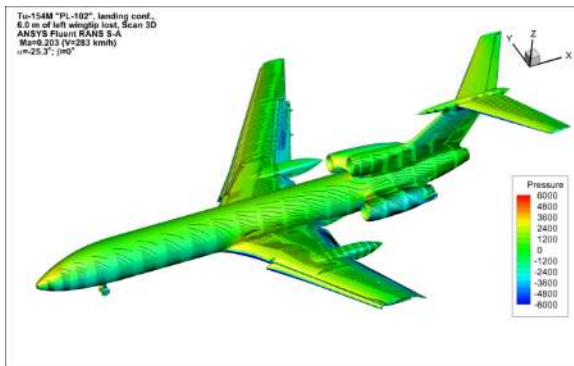
$\alpha = -35.3$



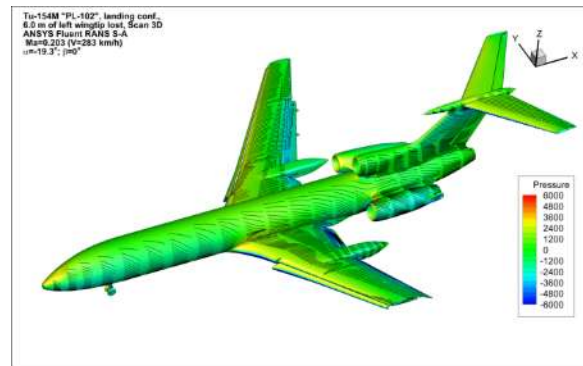
$\alpha = -29.3$



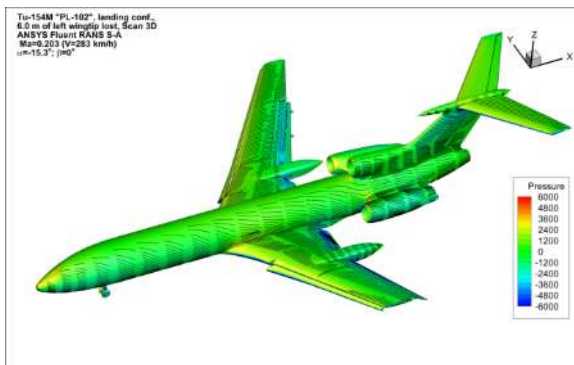
$\alpha = -25.3$



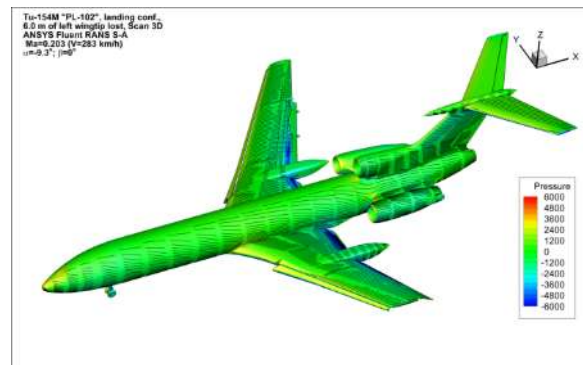
$\alpha = -19.3$



$\alpha = -15.3$

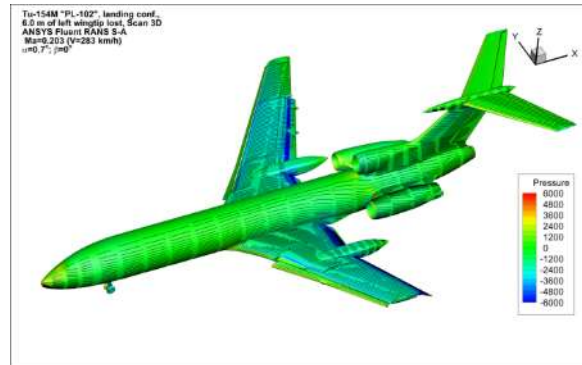
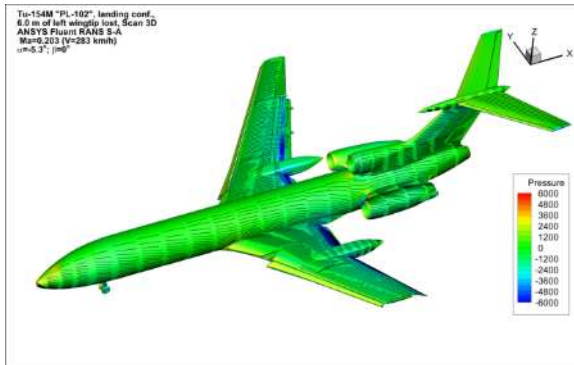


$\alpha = -9.3$



$\alpha = -5.3$

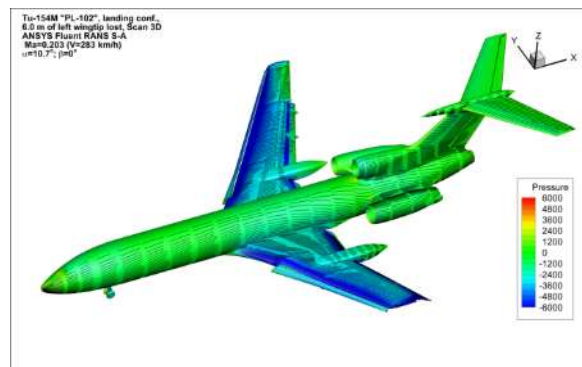
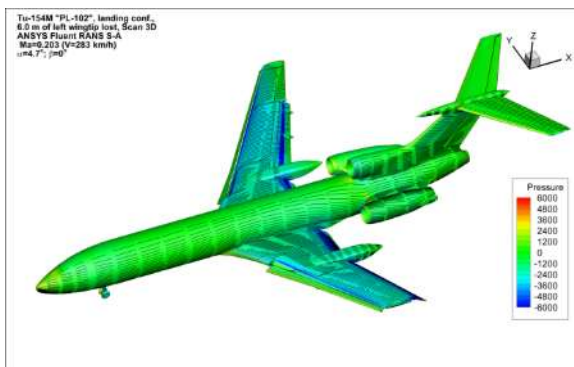
$\alpha = 0.7$



Rys. 37. Zobrazowanie zmian rozkładu ciśnienia oraz przebiegu linii prądu na górnej powierzchni płatawca samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania z urwaną końcówką skrzydła o rozpiętości 6 m dla $\alpha = -35.3^\circ \div 0.7^\circ$.

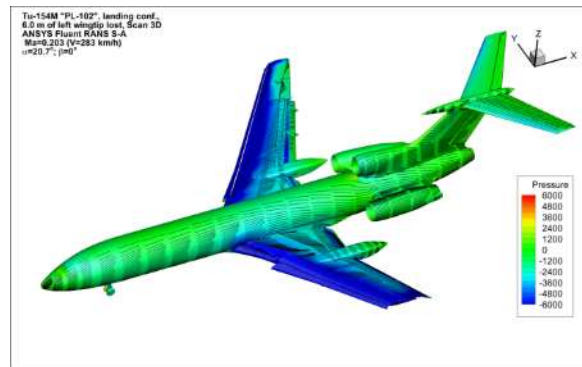
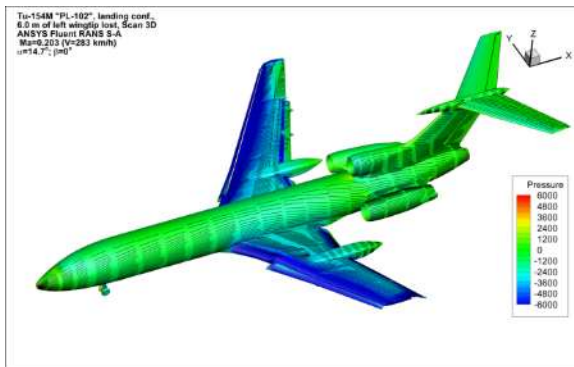
$\alpha = 4.7$

$\alpha = 10.7$



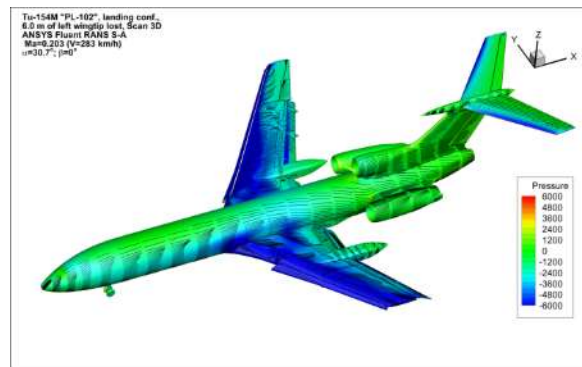
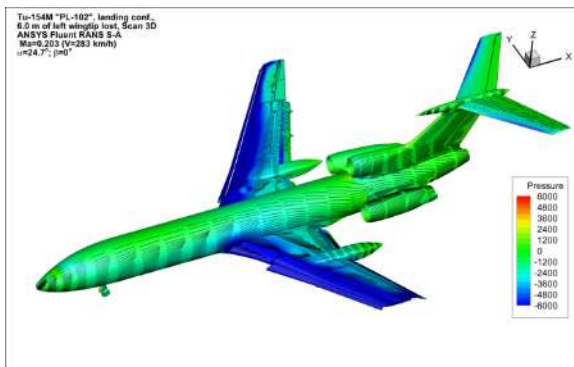
$\alpha = 14.7$

$\alpha = 20.7$

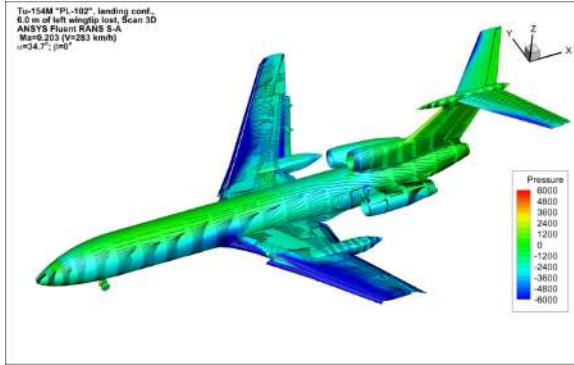


$\alpha = 24.7$

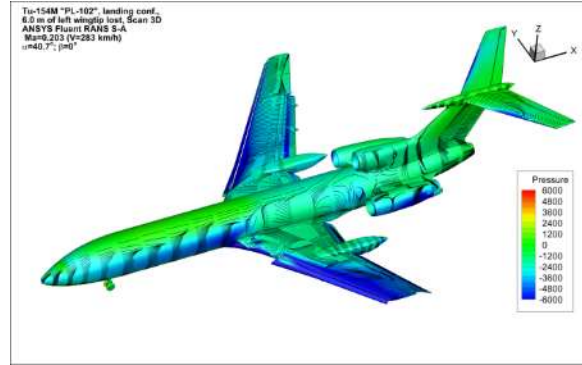
$\alpha = 30.7$



$\alpha = 34.7$

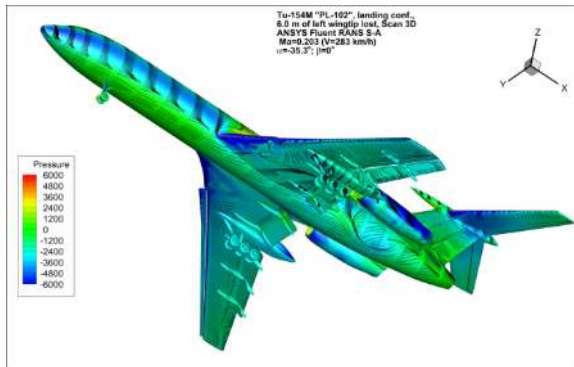


$\alpha = 40.7$

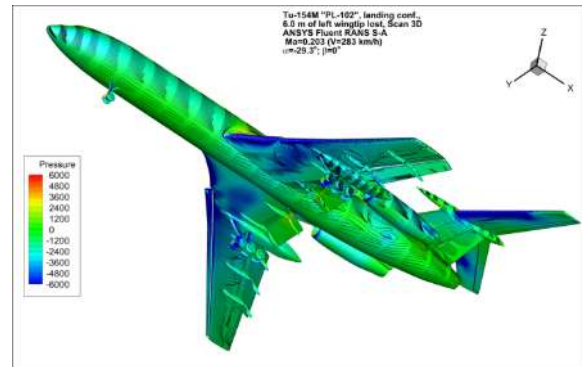


Rys. 38. Zobrazowanie zmian rozkładu ciśnienia oraz przebiegu linii prądu na górnej powierzchni płata samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania z urwaną końcówką skrzydła o rozpiętości 6 m dla $\alpha = 4.7^\circ \div 40.7^\circ$.

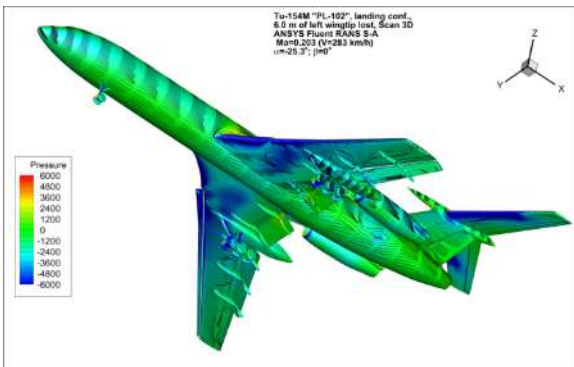
$\alpha = -35.3$



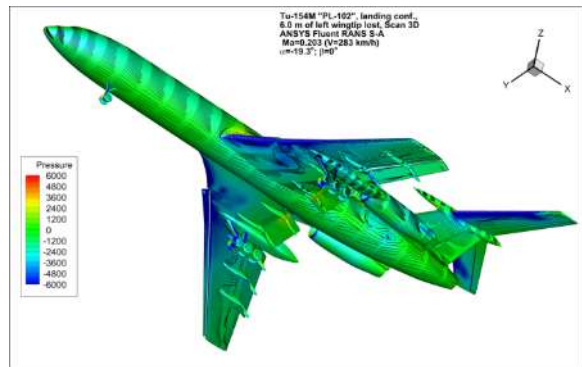
$\alpha = -29.3$



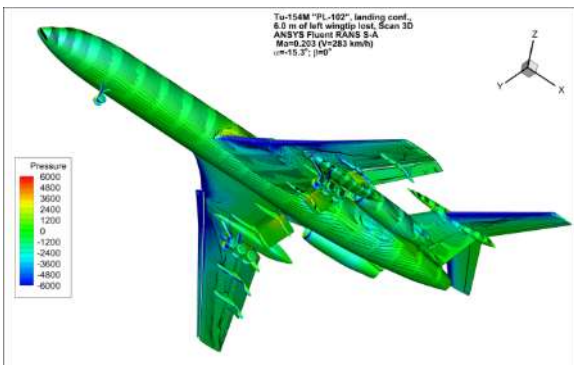
$\alpha = -25.3$



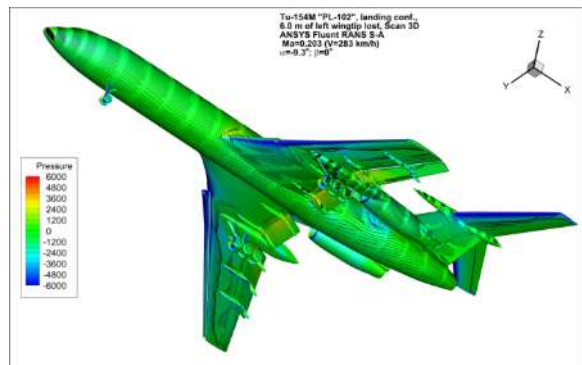
$\alpha = -19.3$

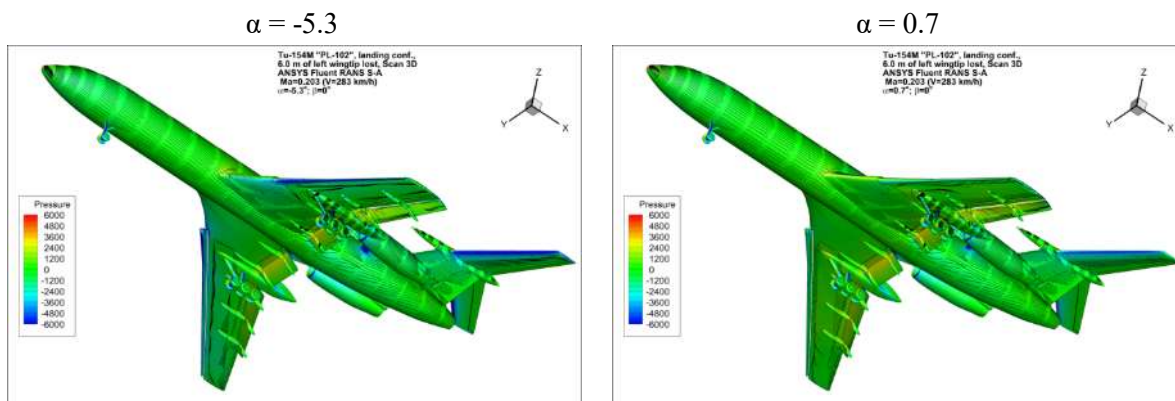


$\alpha = -15.3$

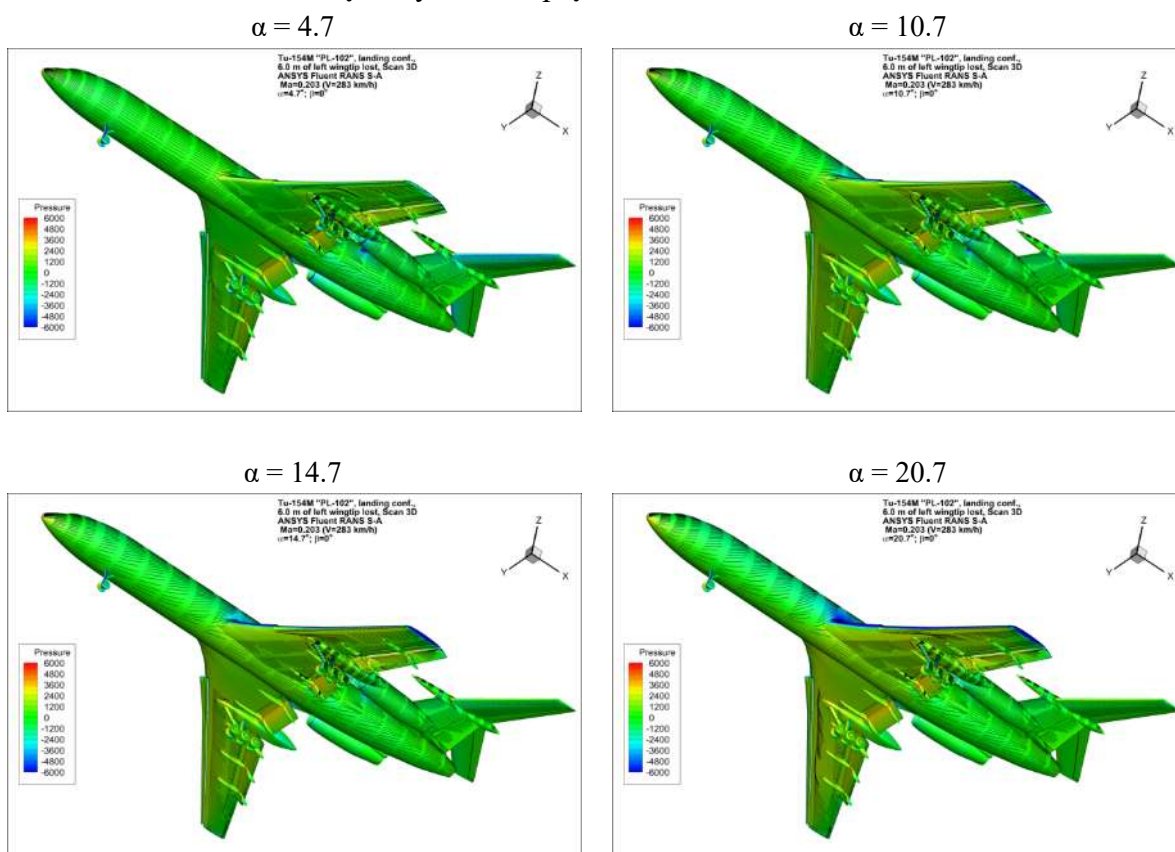


$\alpha = -9.3$



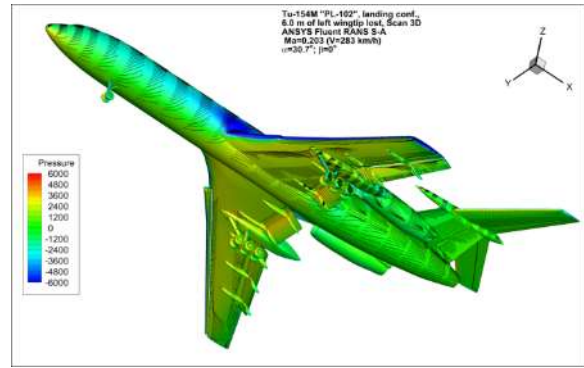
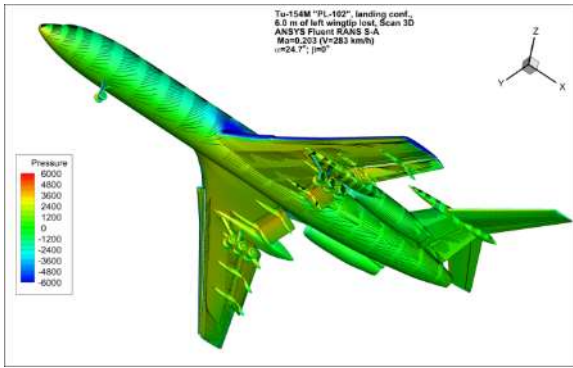


Rys. 39. Zobrazowanie zmian rozkładu ciśnienia oraz przebiegu linii prądu na dolnej powierzchni płatowca samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania z urwaną końcówką skrzydła o rozpiętości 6 m dla $\alpha = -35.3^\circ \div 0.7^\circ$.



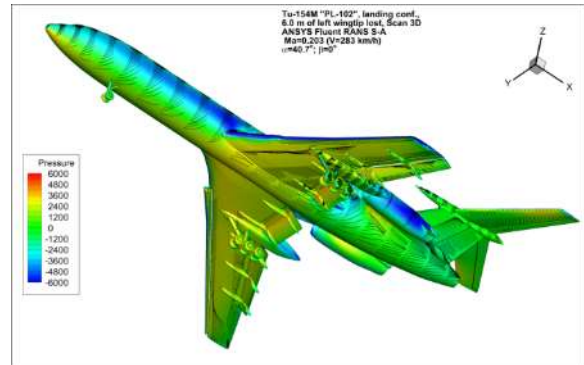
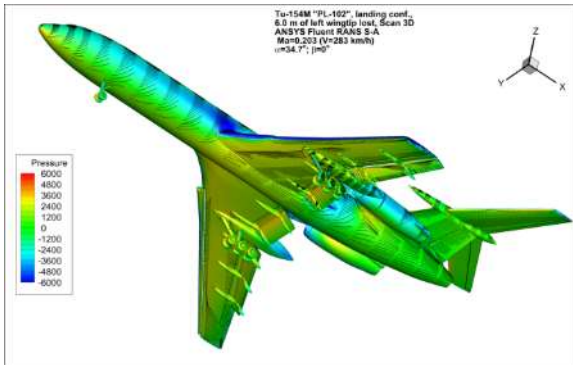
$\alpha = 24.7$

$\alpha = 30.7$



$\alpha = 34.7$

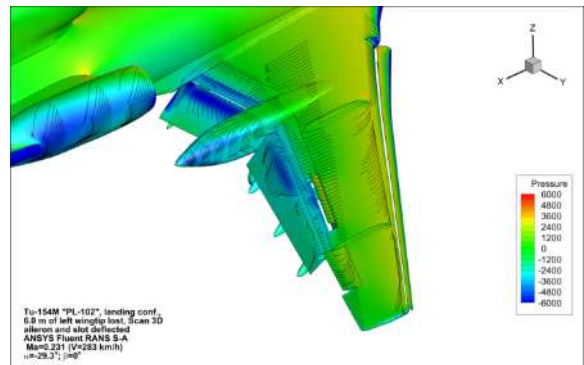
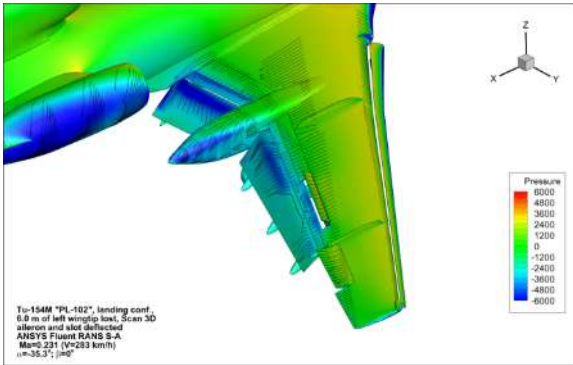
$\alpha = 40.7$



Rys. 40. Zobrazowanie zmian rozkładu ciśnienia oraz przebiegu linii prądu na dolnej powierzchni płatawca samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania z urwaną końcówką skrzydła o rozpiętości 6 m dla $\alpha = 4.7^\circ \div 40.7^\circ$.

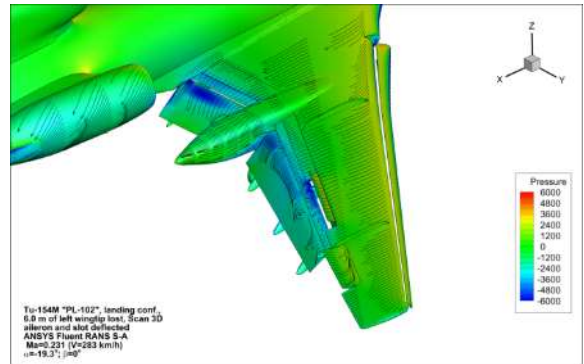
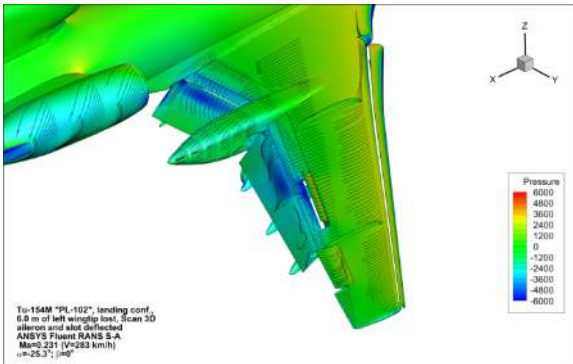
$\alpha = -35.3$

$\alpha = -29.3$

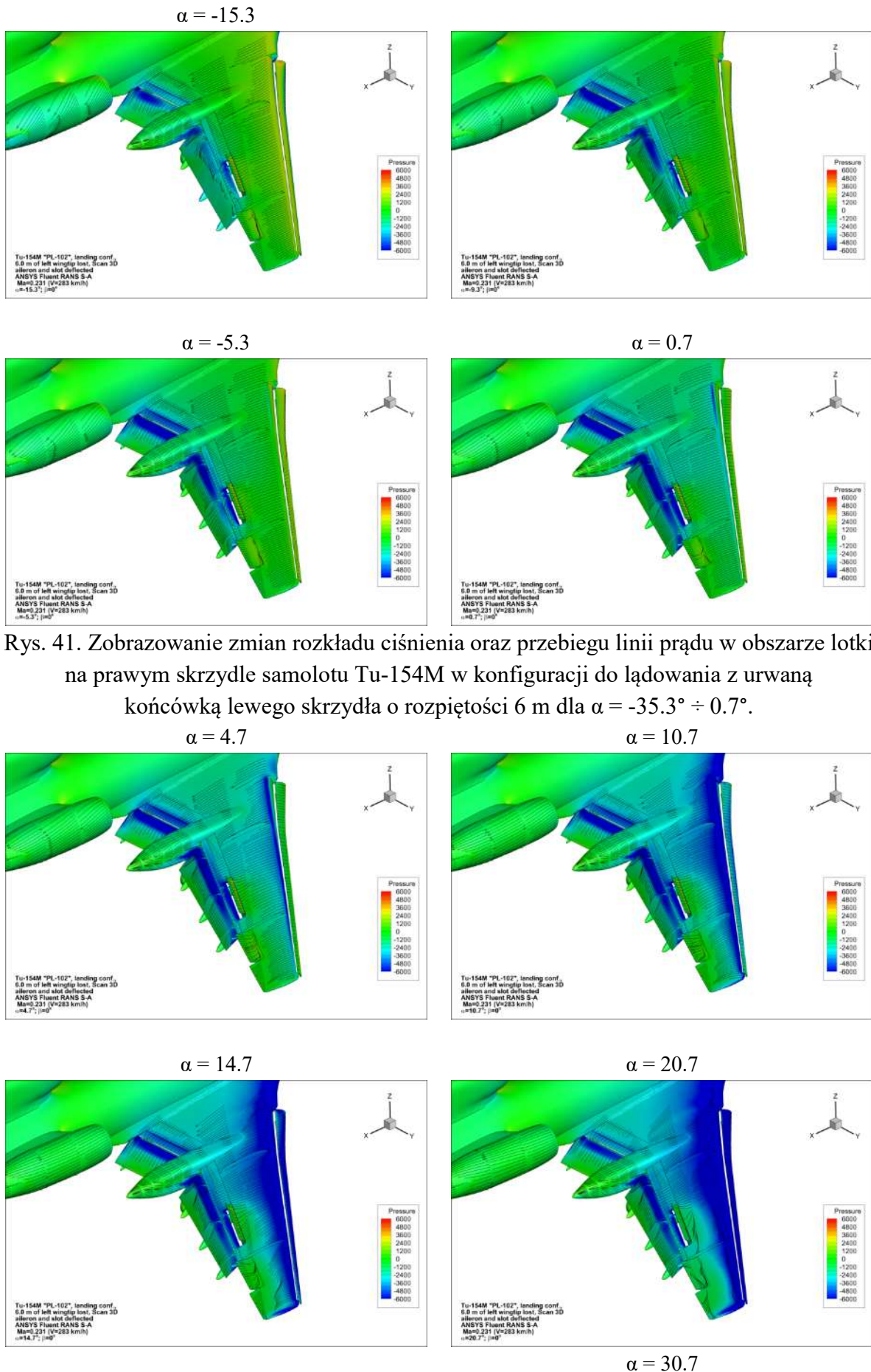


$\alpha = -25.3$

$\alpha = -19.3$

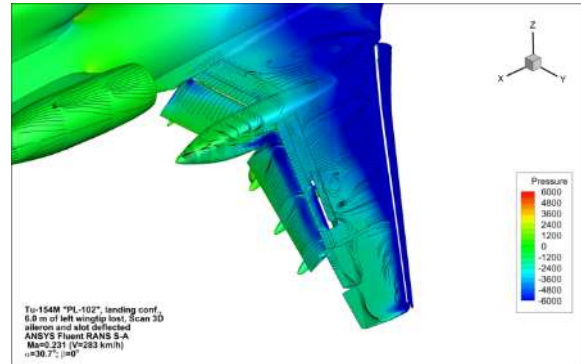
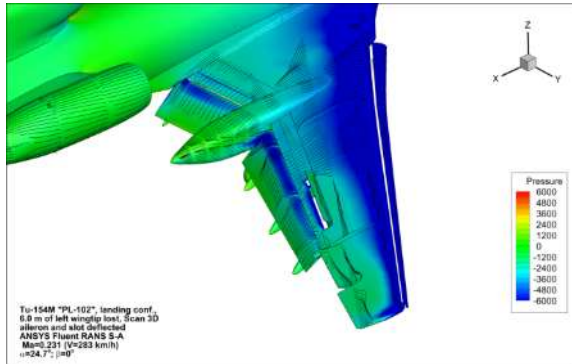


$\alpha = -9.3$

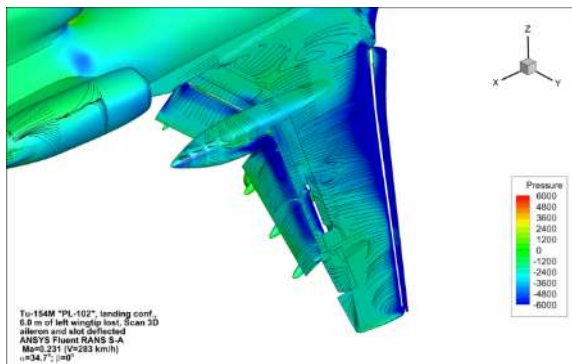


Rys. 41. Zobrazowanie zmian rozkładu ciśnienia oraz przebiegu linii prądu w obszarze lotki na prawym skrzydle samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania z urwaną końcówką lewego skrzydła o rozpiętości 6 m dla $\alpha = -35.3^\circ \div 0.7^\circ$.

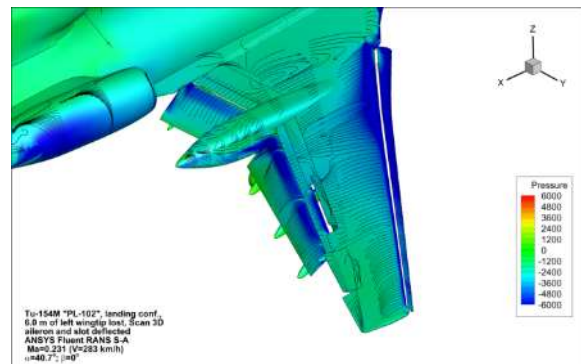
$\alpha = 24.7$



$\alpha = 34.7$



$\alpha = 40.7$



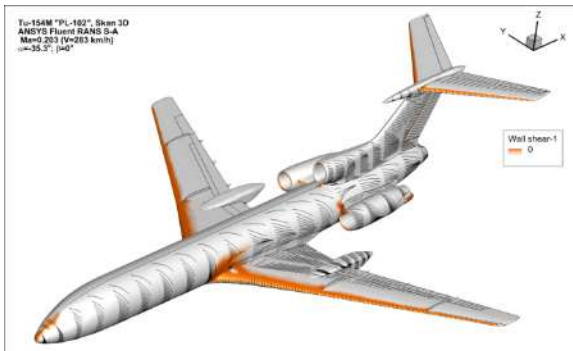
Rys. 42. Zobrazowanie zmian rozkładu ciśnienia oraz przebiegu linii prądu w obszarze lotki na prawym skrzydle samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania z urwaną końcówką lewego skrzydła o rozpiętości 6 m dla $\alpha = 4.7^\circ \div 40.7^\circ$.

Na rysunkach nr 43 ÷ 54 przedstawiono zobrazowanie obszarów oderwań oraz przebiegu linii prądu na powierzchni płatowca samolotu Tu-154M. Obszary oderwania 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. Powstawanie takich obszarów świadczy o oderwaniu przepływu, ale trzeba uważać podczas wyciągania wniosków, ponieważ obszary przepływu wstecznego powstają również w okolicach nawietrznych punktów spiętrzenia, które na powierzchniach nośnych przy wysokich kątach natarcia mogą przesuwac się mocno do tyłu płata.

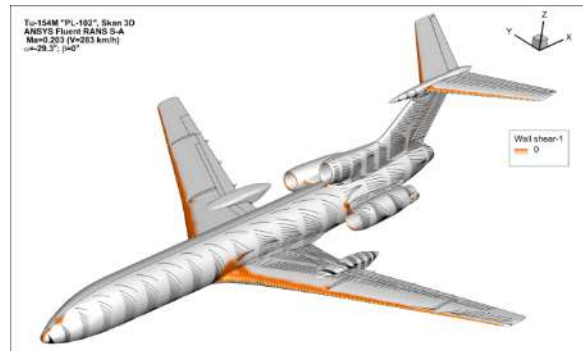
Na zaprezentowanych rysunkach można odczytać, że wraz ze zwiększaniem kąta natarcia rośnie obszar podciśnienia na górnej powierzchni skrzydła oraz obszar nadciśnienia na jego dolnej powierzchni. Dla mniejszych kątów natarcia obszar podciśnienia tworzy się przy krawędzi natarcia skrzydeł. Wraz ze zwiększaniem kąta natarcia powiększa się obszar podciśnienia na powierzchni centroplata. Dla około krytycznych kątów natarcia oderwanie rozpoczyna się na końcówce skrzydła, co jest charakterystyczne dla skrzydła skośnego. Widoczne jest działanie kierownic aerodynamicznych. W powietrzu spływającym w kierunku końcówek skrzydeł kierownice aerodynamiczne tworzą wiry stabilizujące samolot i zapobiegające nagłemu niesymetrycznemu oderwaniu, które mogłoby doprowadzić do korkociągu. W konfiguracji przelotowej dla wyższych kątów natarcia oderwanie dodatkowo występuje w okolicach środkowej części skrzydła i ostatecznie obejmuje całą jego powierzchnię. Oderwanie przepływu na powierzchni usterzenia poziomego występuje dopiero

dla kątów natarcia powyżej $\alpha = 30^\circ$. Wchylenie elementów mechanizacji skrzydła (slotów i klap) powoduje zwiększenie obszarów podciśnienia na górnej powierzchni skrzydła. Powoduje również zmianę charakteru oderwania, które jest łagodniejsze i obserwowane jest dla wyższych kątów natarcia. Urwanie końcówki skrzydła wpływa na zmianę opływu oraz rozkładu ciśnienia na powierzchni uszkodzonego skrzydła. Natomiast zaobserwowano niewielki wpływ urwania końcówki skrzydła na przebieg oderwania. Wchylenie lotki na 20° i przerywacza na 45° powoduje zmianę opływu końcówki skrzydła oraz jego wcześniejsze zerwanie. Na przedstawionych rysunkach można zauważyć wpływ zamodelowanych szczelin na opływ skrzydła i elementów jego mechanizacji takich, jak sloty i kłapy.

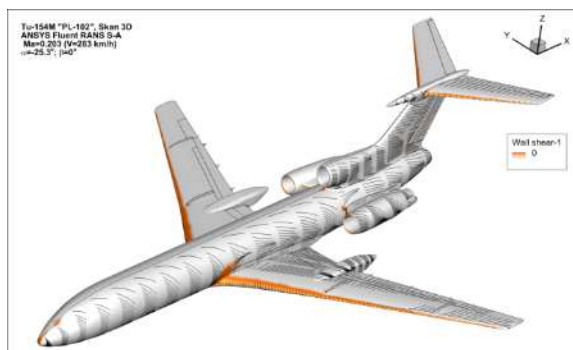
$\alpha = -35.3$



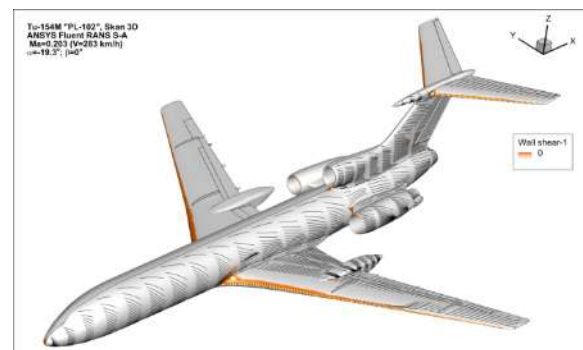
$\alpha = -29.3$



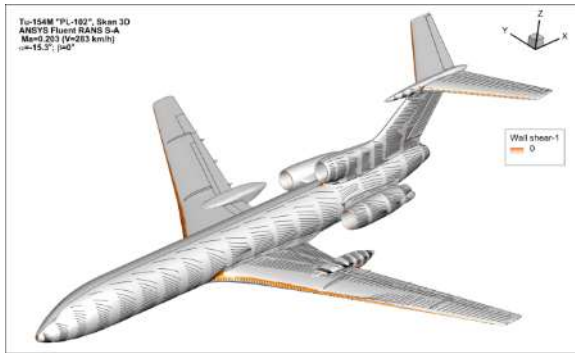
$\alpha = -25.3$



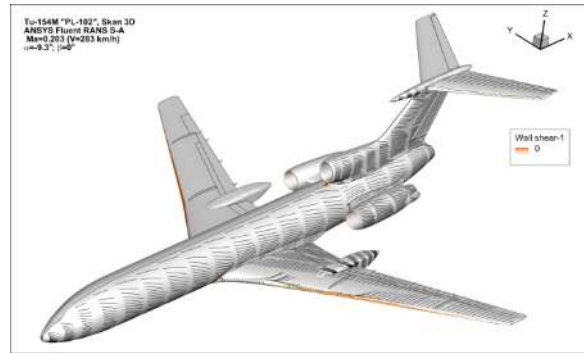
$\alpha = -19.3$



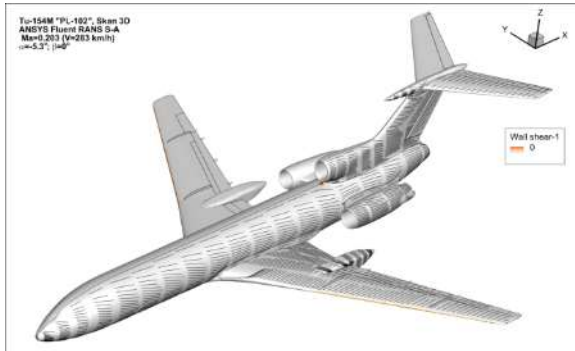
$\alpha = -15.3$



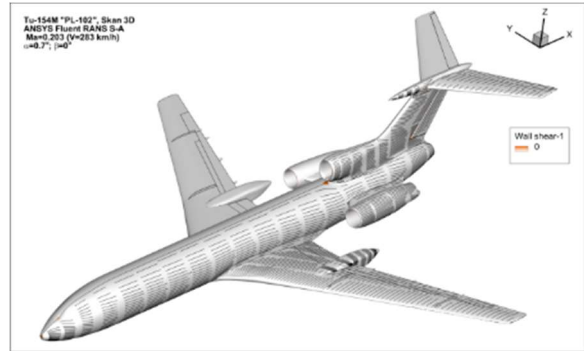
$\alpha = -9.3$



$\alpha = -5.3$

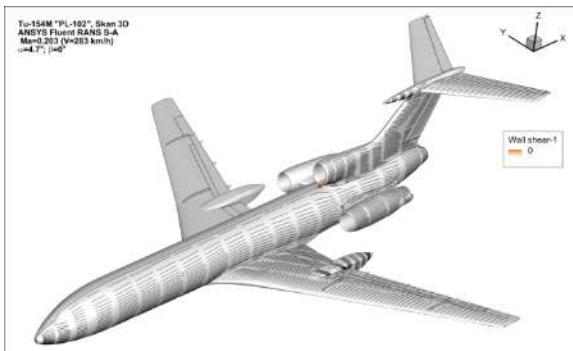


$\alpha = 0.7$

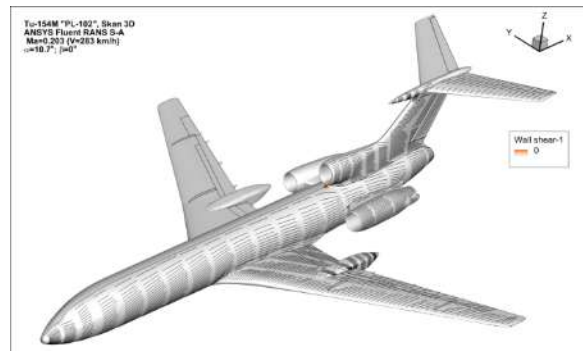


Rys. 43. Zobrazowanie obszarów oderwań oraz przebiegu linii prądu na powierzchni płatowca samolotu Tu-154M w konfiguracji przelotowej dla $\alpha = -35.3^\circ \div 0.7^\circ$.

$\alpha = 4.7$

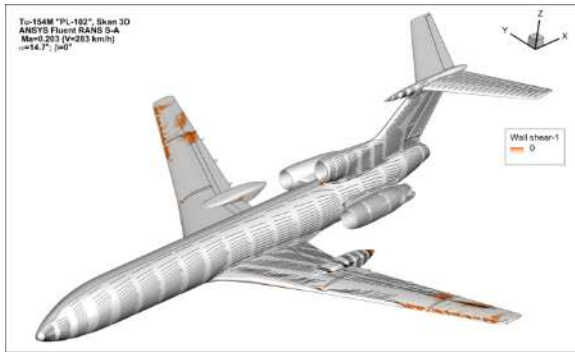


$\alpha = 10.7$

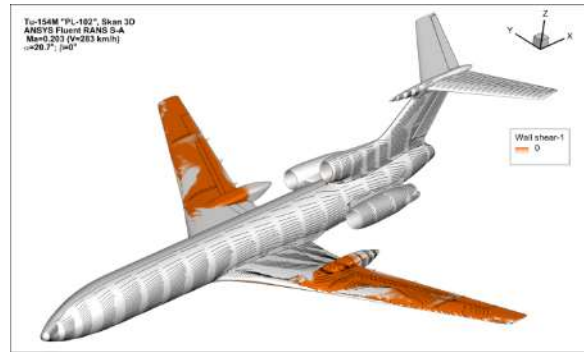


$\alpha = 14.7$

$\alpha = 20.7$



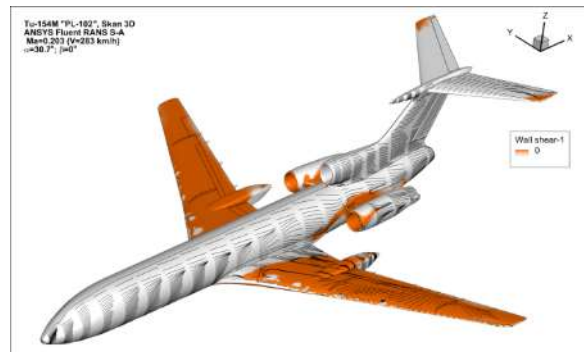
$\alpha = 24.7$



$\alpha = 30.7$



$\alpha = 34.7$



$\alpha = 40.7$

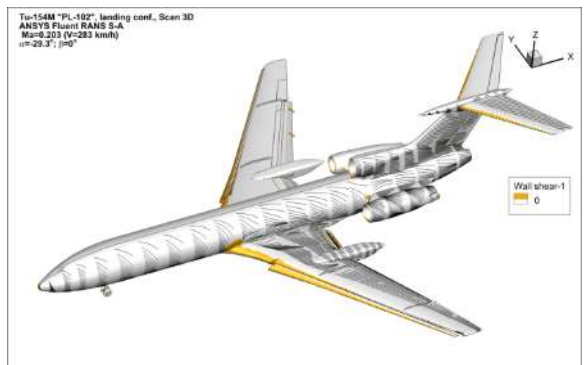


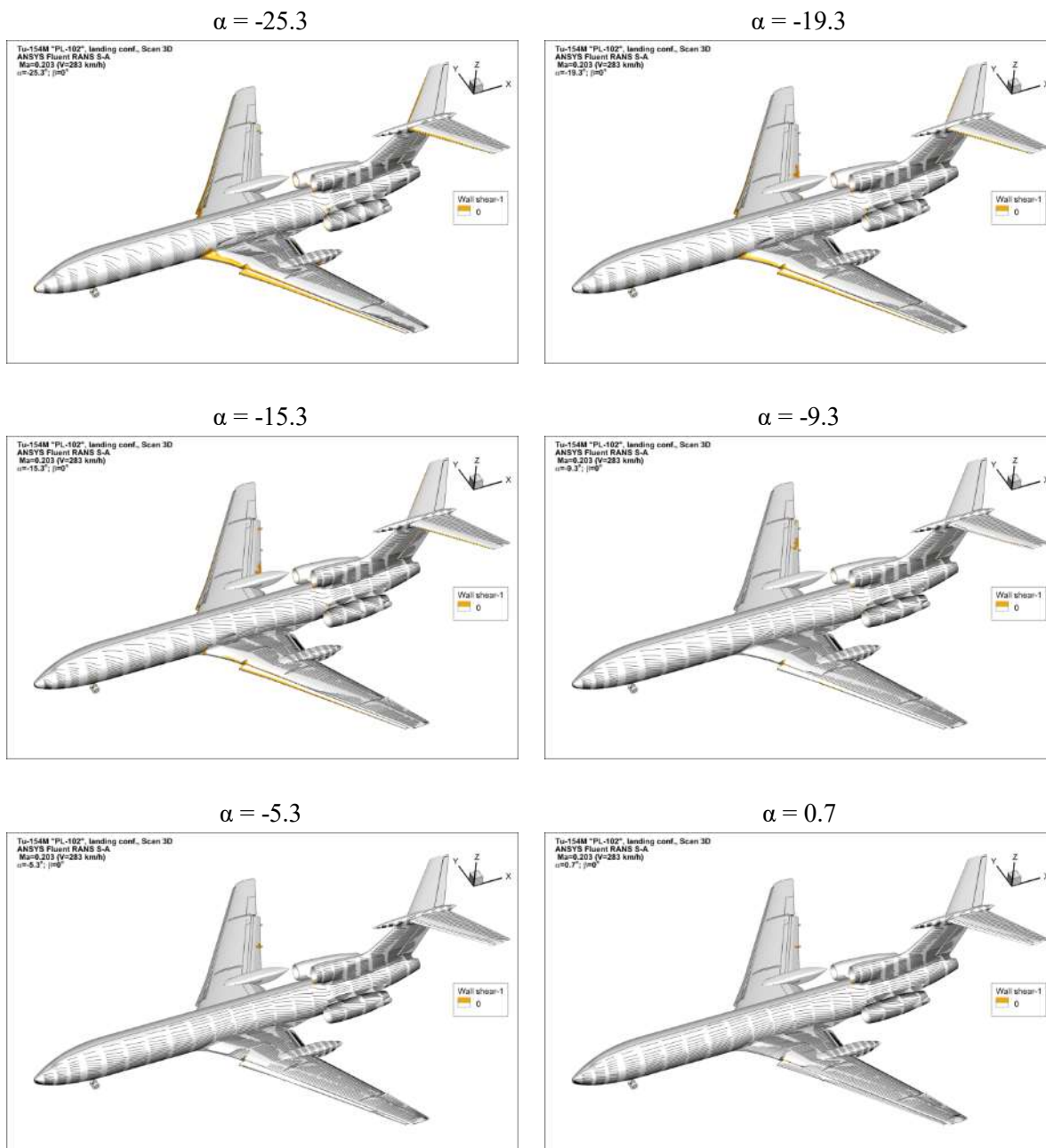
Rys. 44. Zobrazowanie obszarów oderwań oraz przebiegu linii prądu na powierzchni płatowca samolotu Tu-154M w konfiguracji przelotowej dla $\alpha = 4.7^\circ \div 40.7^\circ$.

$\alpha = -35.3$

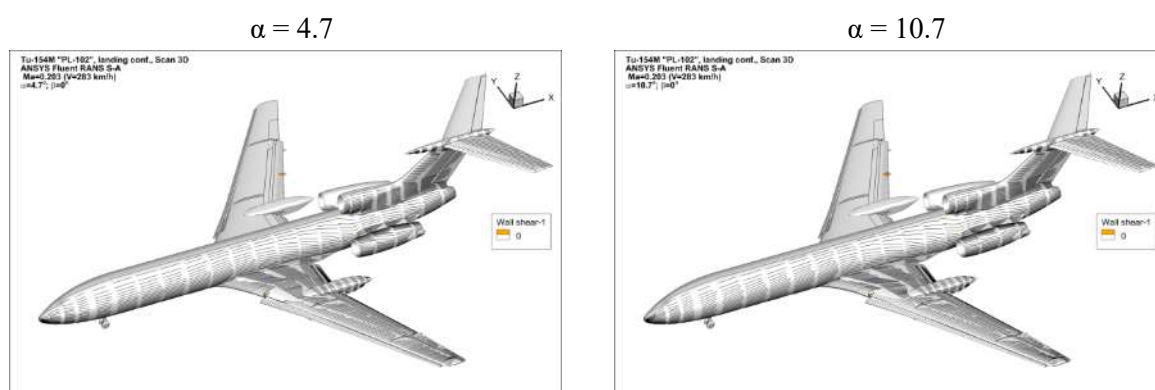


$\alpha = -29.3$





Rys. 45. Zobrazowanie obszarów oderwań oraz przebiegu linii prądu na górnej powierzchni płotowca samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania dla $\alpha = -35.3^\circ \div 0.7^\circ$.



$\alpha = 14.7$



$\alpha = 20.7$



$\alpha = 24.7$



$\alpha = 30.7$



$\alpha = 34.7$



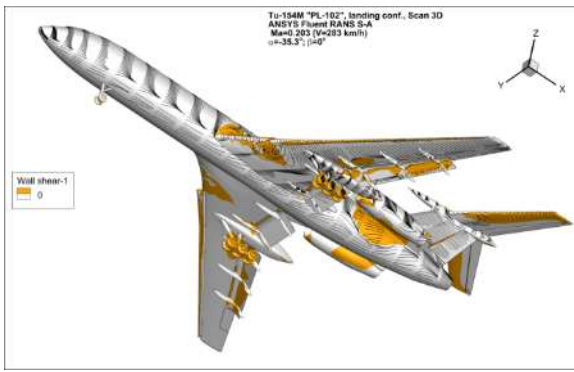
$\alpha = 40.7$



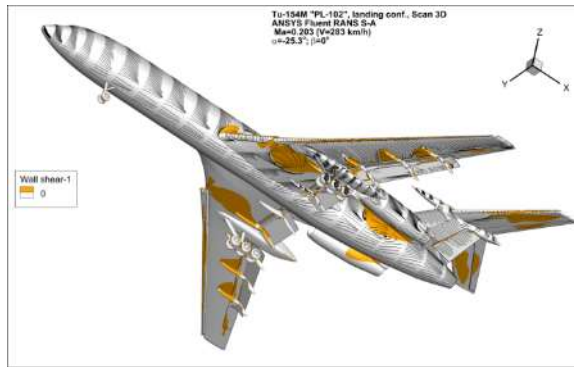
Rys. 46. Zobrazowanie obszarów oderwań oraz przebiegu linii prądu na górnej powierzchni płatowca samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania dla $\alpha = 4.7^\circ \div 40.7^\circ$.

$\alpha = -35.3$

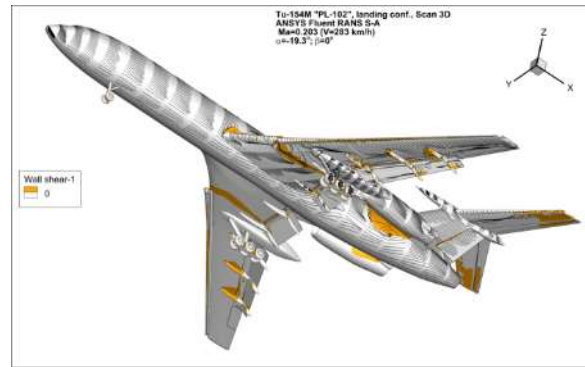
$\alpha = -29.3$



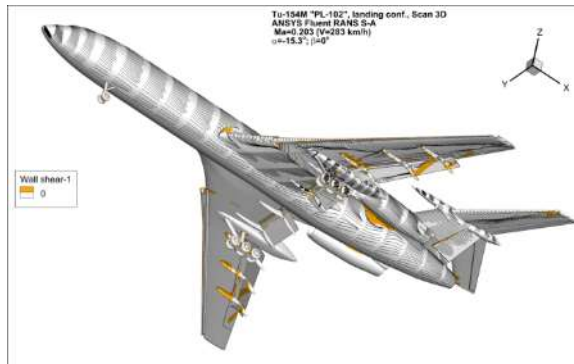
$\alpha = -25.3$



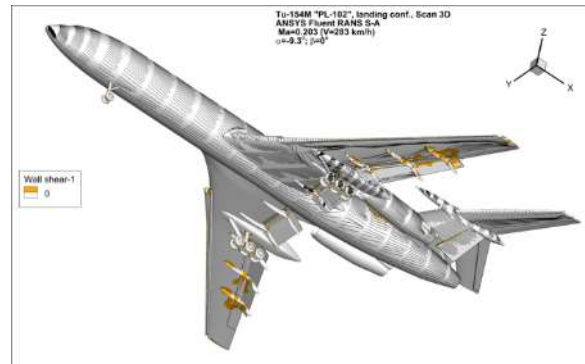
$\alpha = -19.3$



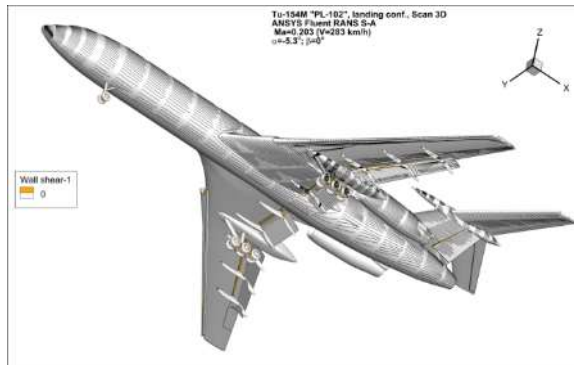
$\alpha = -15.3$



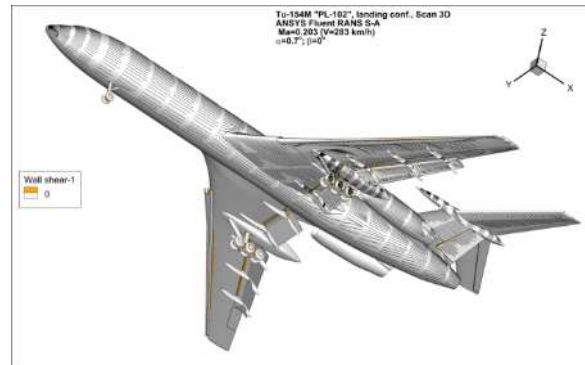
$\alpha = -9.3$



$\alpha = -5.3$

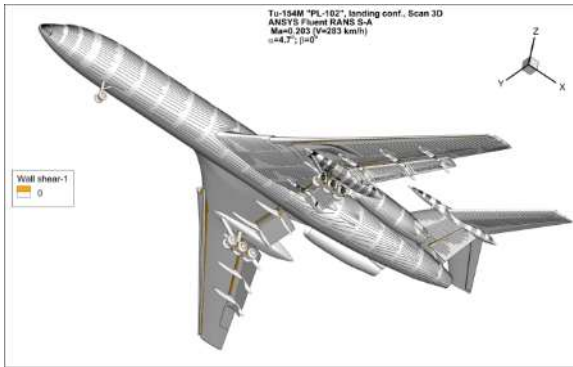


$\alpha = 0.7$

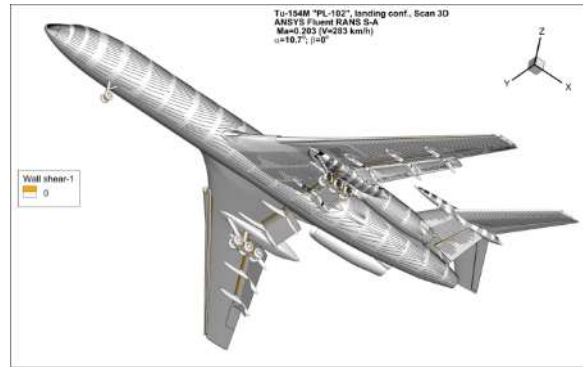


Rys. 47. Zobrazowanie obszarów oderwań oraz przebiegu linii prądu na dolnej powierzchni płatawca samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania dla $\alpha = -35.3^\circ \div 0.7^\circ$.

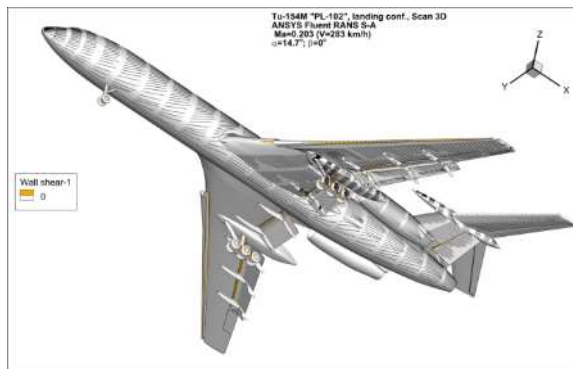
$\alpha = 4.7$



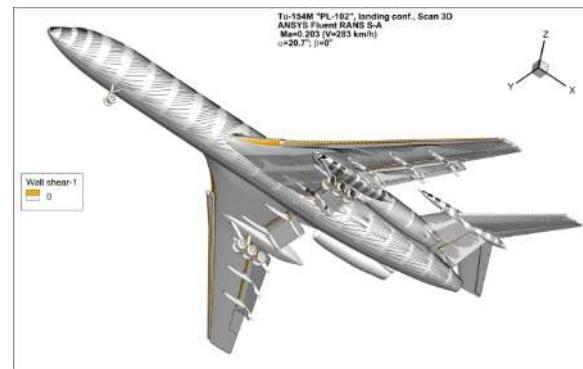
$\alpha = 10.7$



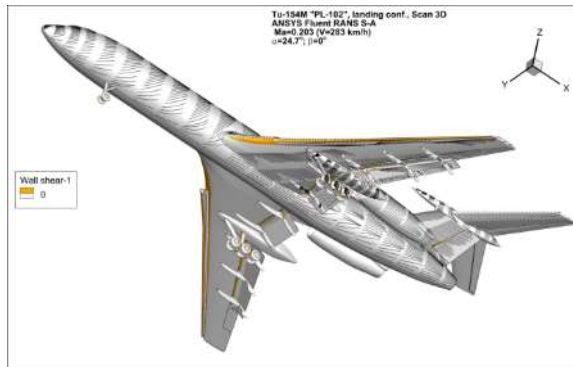
$\alpha = 14.7$



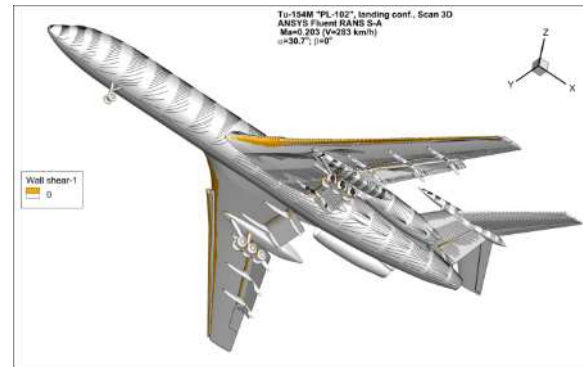
$\alpha = 20.7$



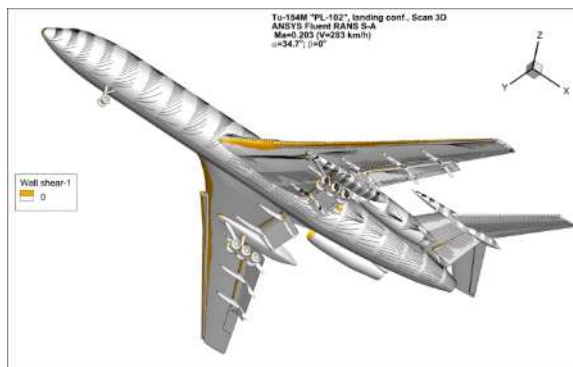
$\alpha = 24.7$



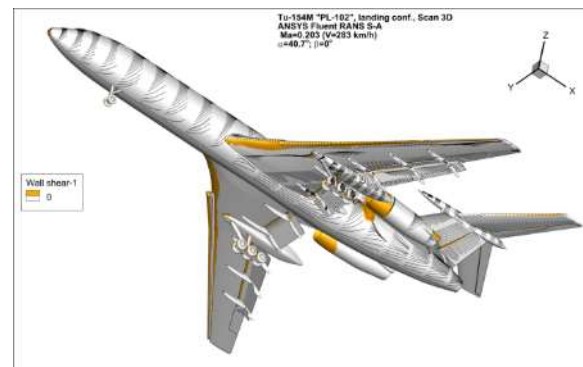
$\alpha = 30.7$



$\alpha = 34.7$

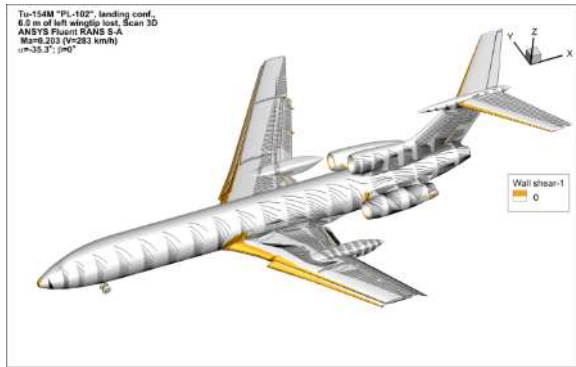


$\alpha = 40.7$

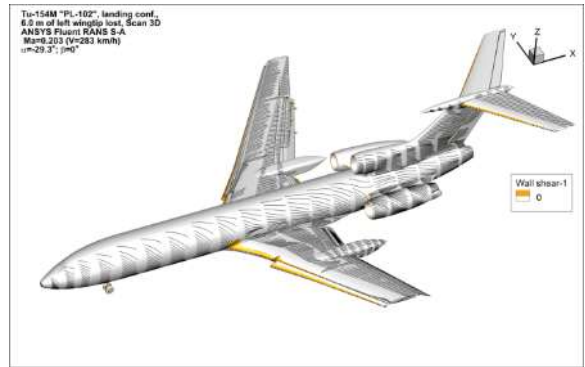


Rys. 48. Zobrazowanie obszarów oderwań oraz przebiegu linii prądu na dolnej powierzchni płatowca samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania dla $\alpha = 4.7^\circ \div 40.7^\circ$.

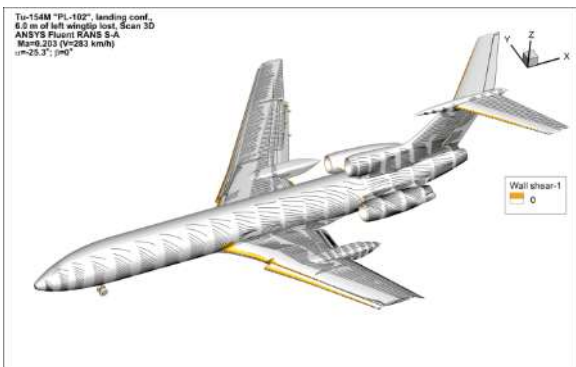
$\alpha = -35.3$



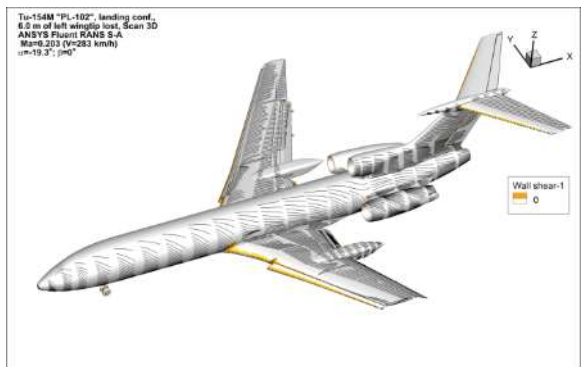
$\alpha = -29.3$



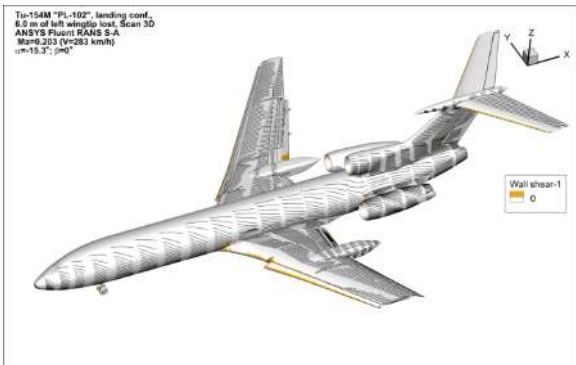
$\alpha = -25.3$



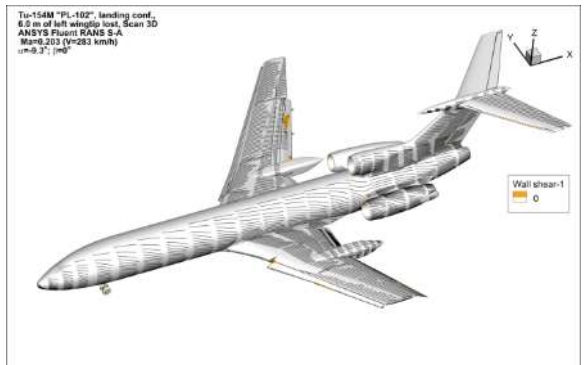
$\alpha = -19.3$



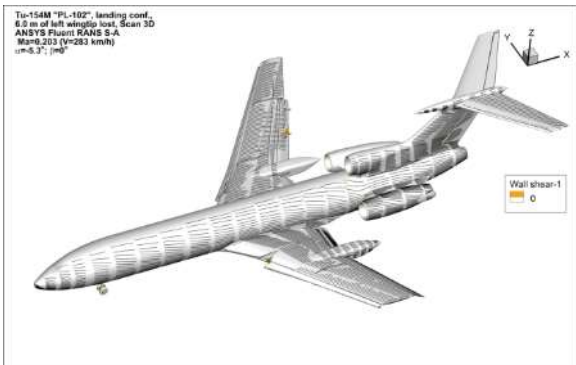
$\alpha = -15.3$



$\alpha = -9.3$



$\alpha = -5.3$



$\alpha = 0.7$



Rys. 49. Zobrazowanie obszarów oderwań oraz przebiegu linii prądu na górnej powierzchni płatu samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania z urwaną końcówką lewego skrzydła o rozpiętości 6 m dla $\alpha = -35.3^\circ \div 0.7^\circ$.

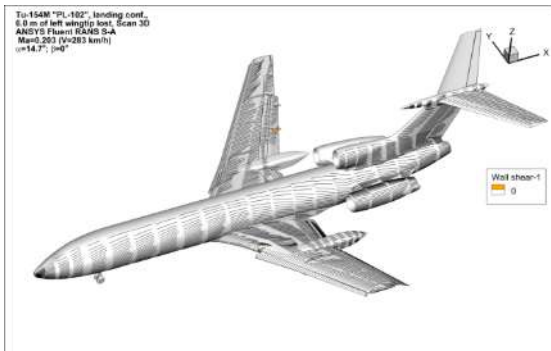
$\alpha = 4.7$



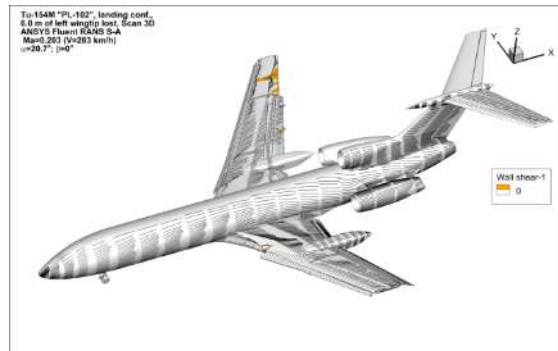
$\alpha = 10.7$



$\alpha = 14.7$



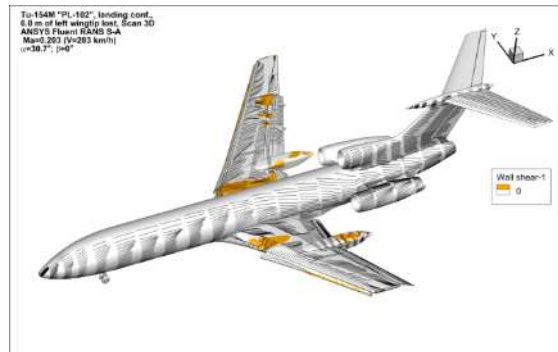
$\alpha = 20.7$



$\alpha = 24.7$



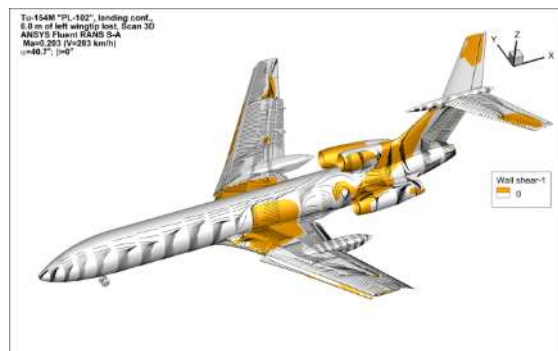
$\alpha = 30.7$



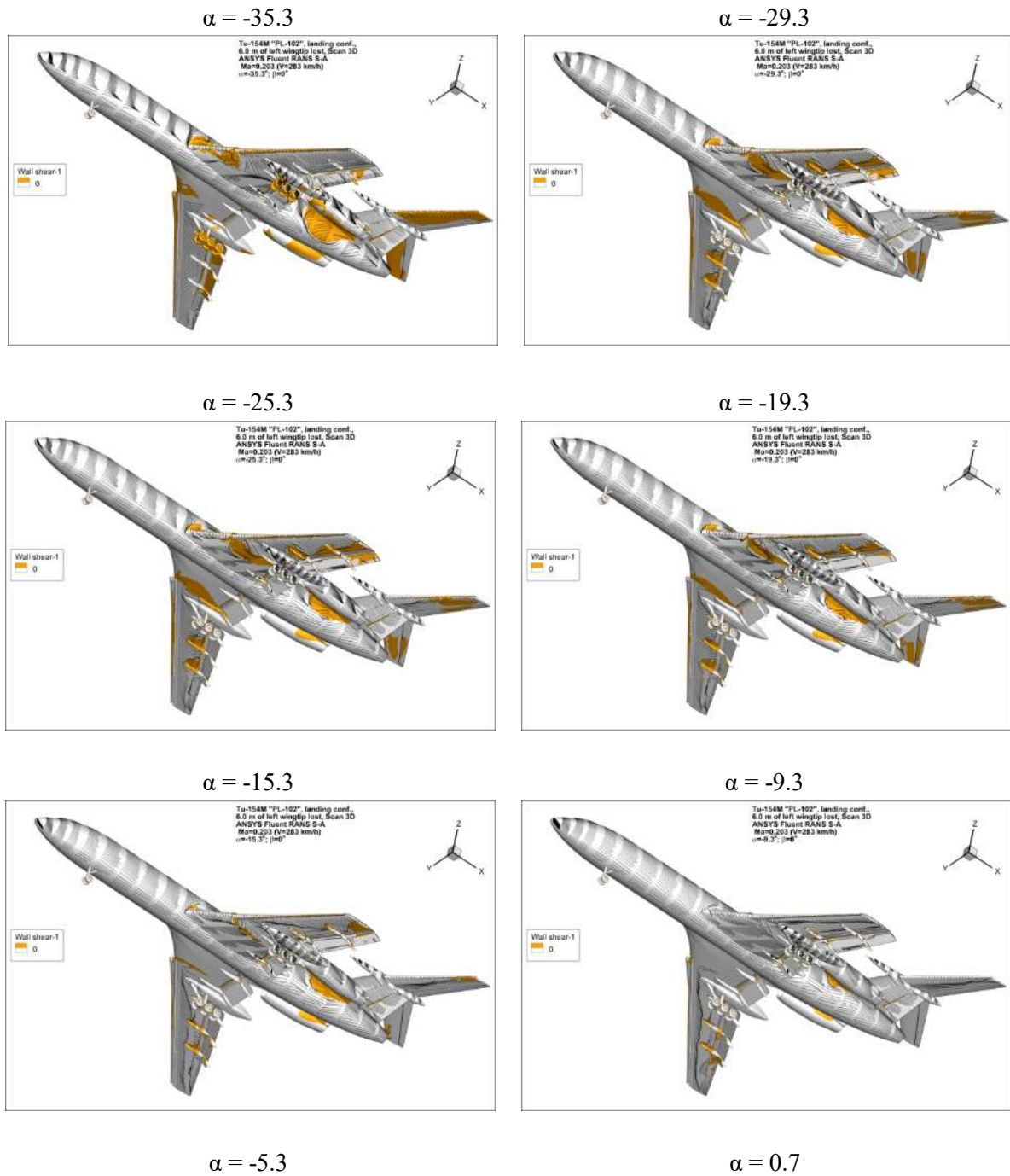
$\alpha = 34.7$

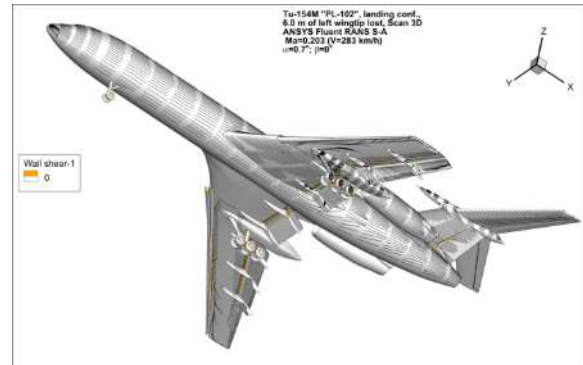
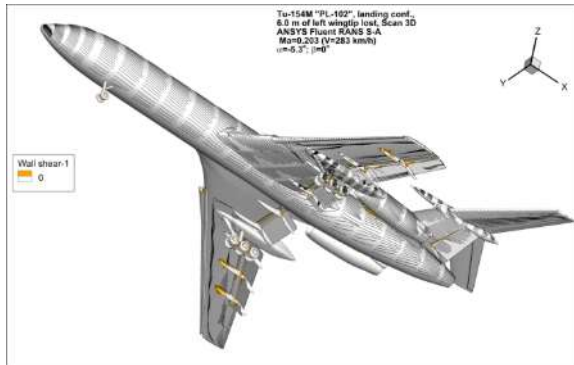


$\alpha = 40.7$



Rys. 50. Zobrazowanie obszarów oderwań oraz przebiegu linii prądu na górnej powierzchni płatu samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania z urwaną końcówką lewego skrzydła o rozpiętości 6 m dla $\alpha = 4.7^\circ \div 40.7^\circ$.

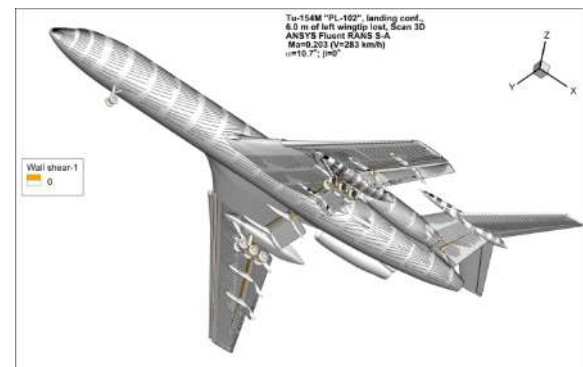
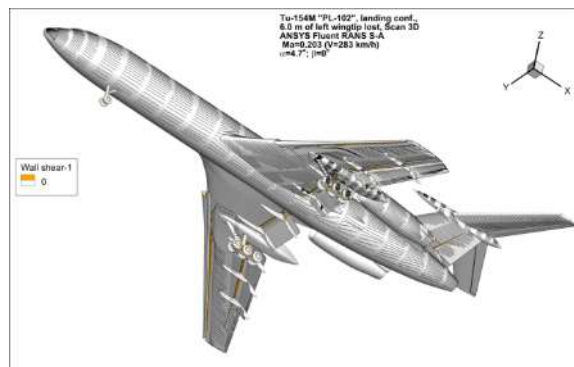




Rys. 51. Zobrazowanie obszarów oderwań oraz przebiegu linii prądu na dolnej powierzchni płatu samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania z urwaną końcówką lewego skrzydła o rozpiętości 6 m dla $\alpha = -35.3^\circ \div 0.7^\circ$.

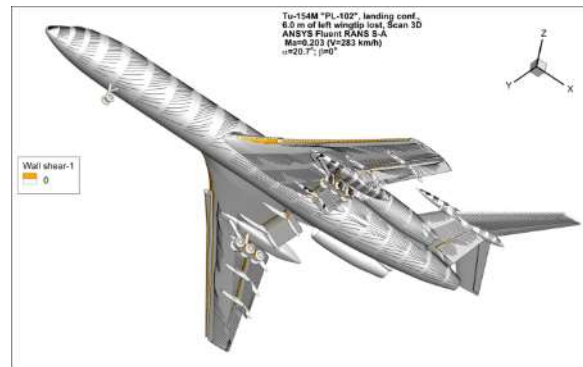
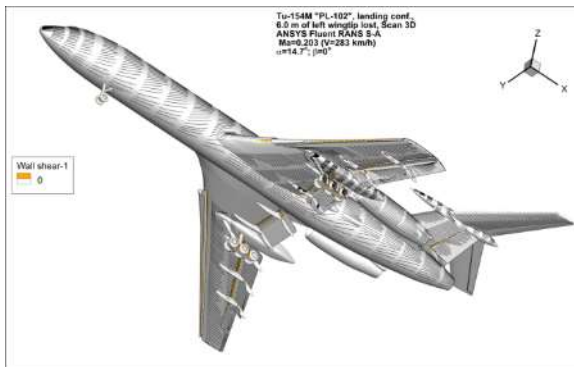
$\alpha = 4.7$

$\alpha = 10.7$



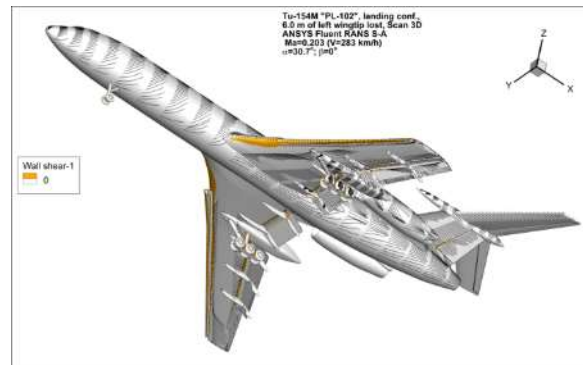
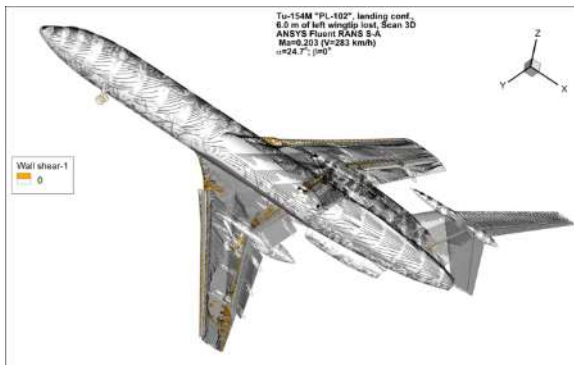
$\alpha = 14.7$

$\alpha = 20.7$



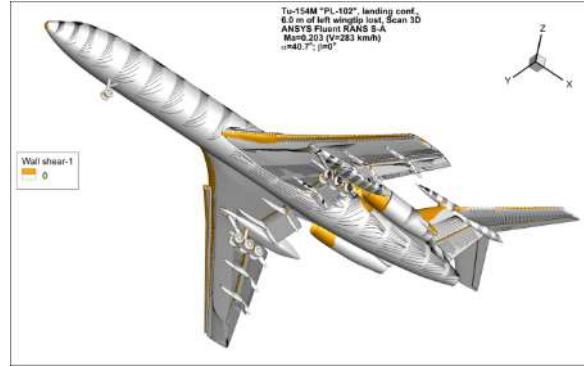
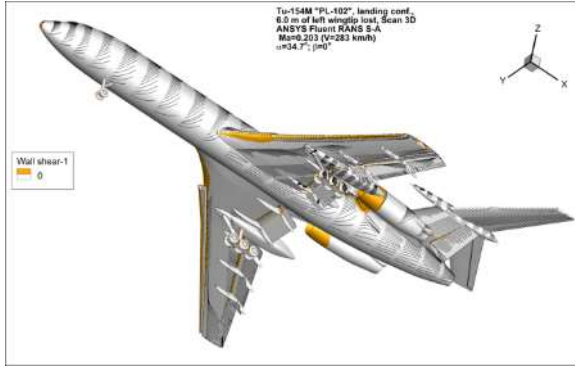
$\alpha = 24.7$

$\alpha = 30.7$



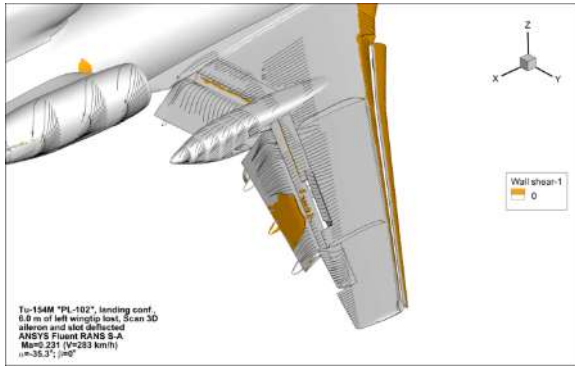
$\alpha = 40.7$

$\alpha = 34.7$

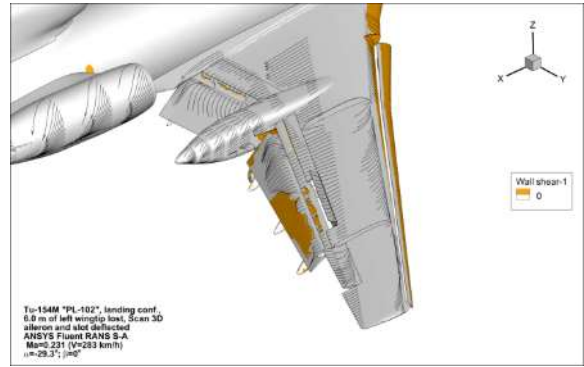


Rys. 52. Zobrazowanie obszarów oderwań oraz przebiegu linii prądu na dolnej powierzchni płatu samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania z urwaną końcówką lewego skrzydła o rozpiętości 6 m dla $\alpha = 4.7^\circ \div 40.7^\circ$.

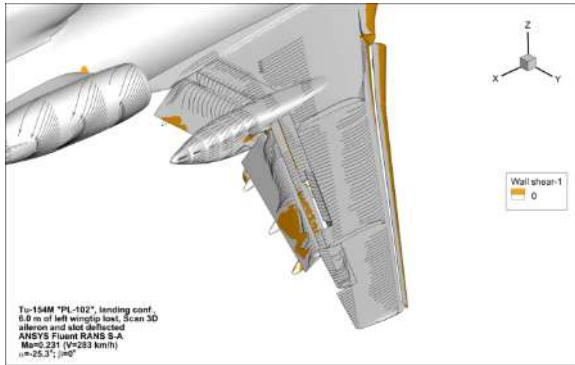
$\alpha = -35.3$



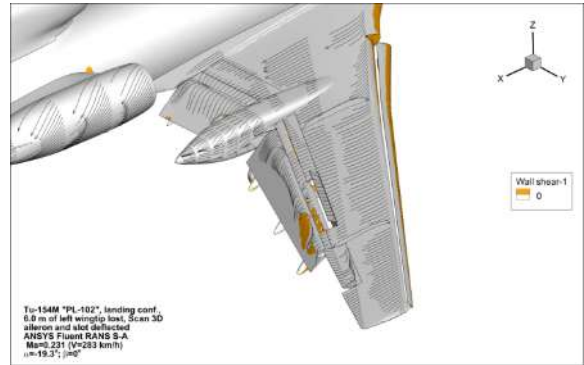
$\alpha = -29.3$



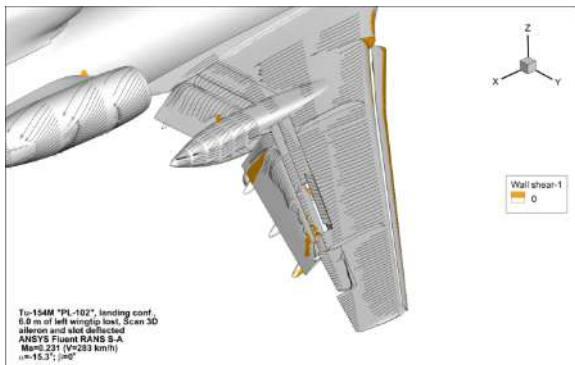
$\alpha = -25.3$



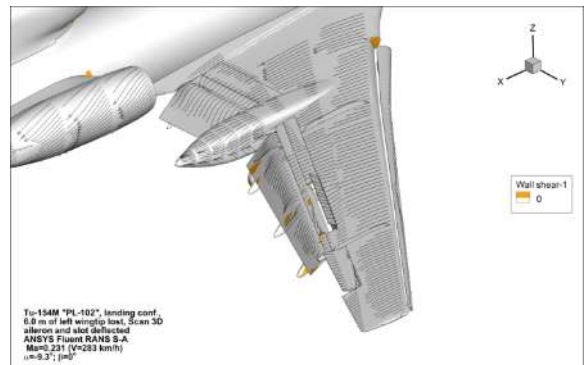
$\alpha = -19.3$

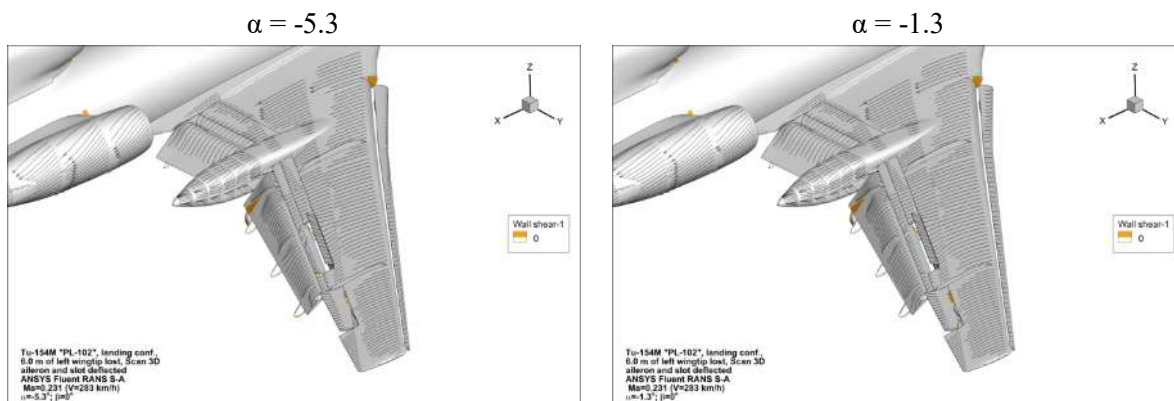


$\alpha = -15.3$

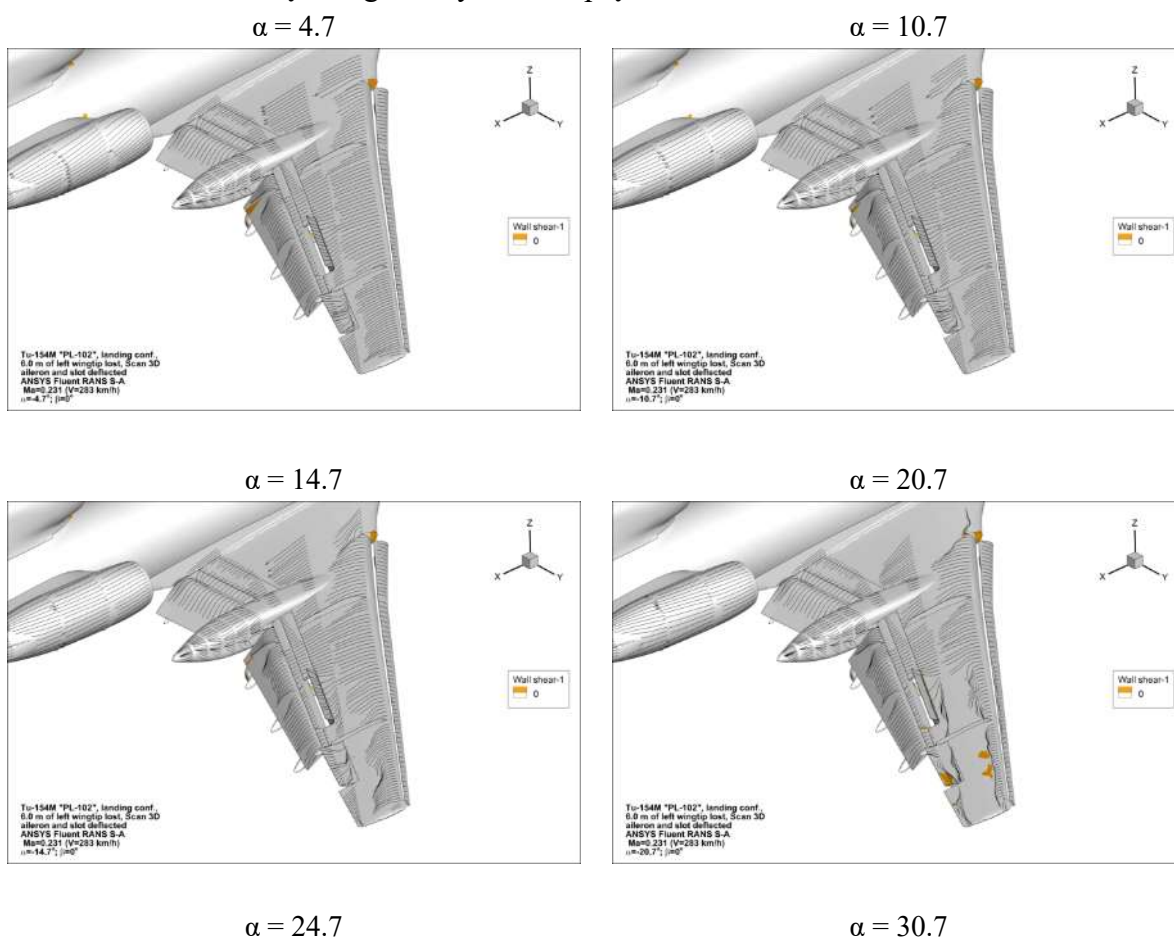


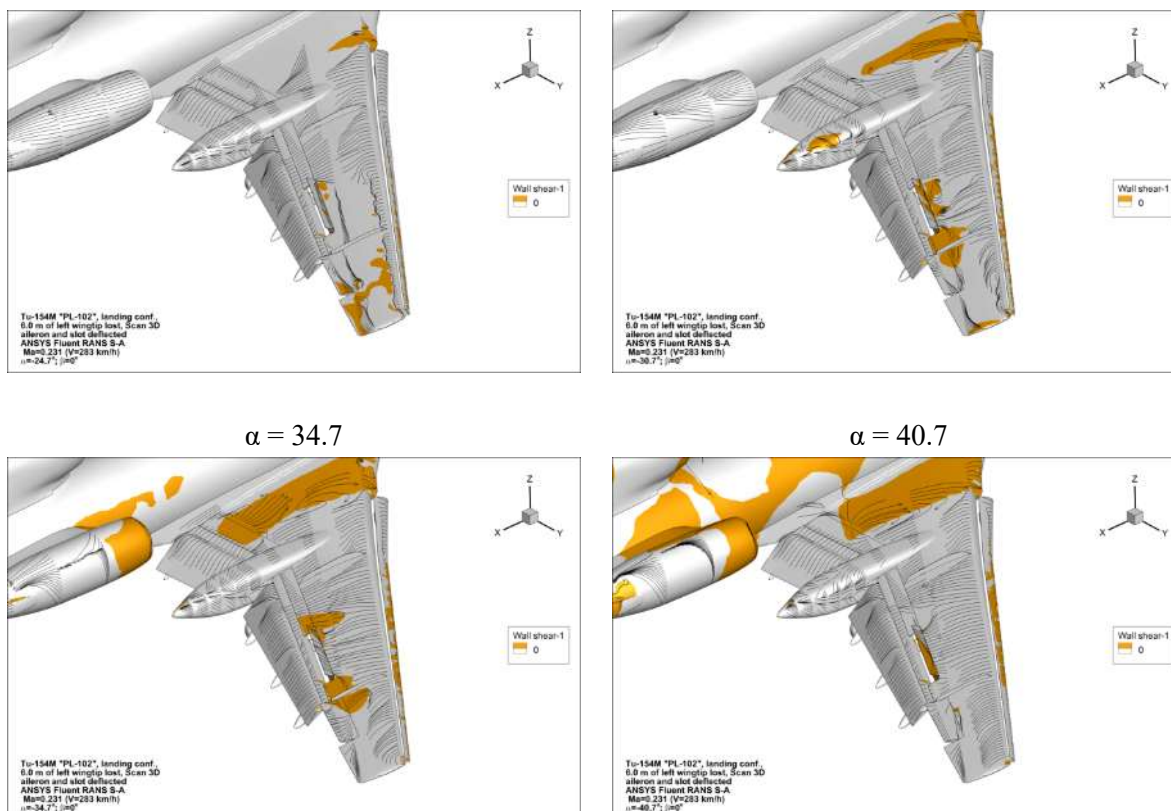
$\alpha = -9.3$





Rys. 53. Zobrazowanie obszarów oderwań oraz przebiegu linii prądu w obszarze lotki na prawym skrzydle samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania z urwaną końcówką lewego skrzydła o rozpiętości 6 m dla $\alpha = -35.3^\circ \div -1.3^\circ$.





Rys. 54. Zobrazowanie obszarów oderwań oraz przebiegu linii prądu w obszarze lotki na prawym skrzydle samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania z urwaną końcówką lewego skrzydła o rozpiętości 6 m dla $\alpha = 4.7^\circ \div 40.7^\circ$.

8. Wnioski i uwagi końcowe.

W trakcie prowadzonych prac wykonano szereg numerycznych analiz aerodynamicznych dla różnych konfiguracji samolotu Tu-154M: przelotowej, z wychylonymi klapami i wysuniętymi slotami i podwoziem, z urwaną końcówką lewego skrzydła o rozpiętości 6 m oraz dodatkowo z wychyloną lotką na 20° i przerywaczem na 45° na prawym skrzydle. Analizy numeryczne wykonano przy użyciu metody objętości skończonych korzystając ze specjalistycznego oprogramowania oraz wysokowydajnego klastra obliczeniowego. Uzyskano wyniki zarówno o charakterze ilościowym jak i jakościowym. Określono wartości siły i momentu aerodynamicznego w funkcji kąta natarcia i kąta ślizgu dla analizowanych wariantów samolotu Tu-154M. Dla wybranych warunków lotu samolotu wyznaczono mapy ciśnień z naniesionymi liniami prądu na powierzchni płatowca oraz przedstawiono obszary oderwania strumienia czyli obszary przepływu wstecznego na jego powierzchni. Ponadto określono wpływ poszczególnych zespołów konstrukcyjnych samolotu na wartość uzyskiwanej siły i momentu aerodynamicznego. Duża zgodność uzyskanych wyników analiz numerycznych z wynikami badań doświadczalnych świadczy o poprawności przyjętej metodologii badawczej. Określone charakterystyki aerodynamiczne zostaną wykorzystane na etapie analizy ruchu samolotu Tu-154M po utracie końcówki lewego skrzydła. Na podstawie analizy otrzymanych wyników obliczeń wyciągnięto dodatkowe wnioski:

- korzystając z metod Numerycznej Mechaniki Płynów (Computational Fluid Dynamics) można wyznaczyć charakterystyki aerodynamiczne samolotów transportowych;

- numeryczne analizy aerodynamiczne można wykonywać dla samolotów w skali rzeczywistej;
- modyfikacje modelu numerycznego są prostsze i szybsze niż modelu skalowanego samolotu przygotowanego do badań doświadczalnych;
- wydajność obliczeniowa współczesnych komputerów pozwala na zastosowanie analiz RANS dla rozbudowanych modeli samolotów;
- model numeryczny samolotu może zostać podzielony na strefy, z których łatwiej otrzymać wyniki cząstkowe niż w przypadku badań doświadczalnych w tunelu aerodynamicznym;
- w trakcie prowadzonych analiz numerycznych występowały problemy z modelowaniem turbulizacji przepływu i procesu oderwania;
- korzystanie z metod numerycznej mechaniki płynów wymaga dużego doświadczenia i umiejętności zarówno w zakresie przygotowania modelu do obliczeń, jak również krytycznej analizy uzyskiwanych wyników.

Na zakończenie należy zaznaczyć, że przeprowadzone badania dostarczyły istotnych zagadnień, których realizacja jest niezbędna na etapie analizy zdarzeń związanych z wypadkiem lotniczym samolotu Tu-154M.

LITERATURA

- [1] *ANSYS Fluent Theory Guide*, Release 15.0, Ansys Inc, November 2013.
- [2] *ANSYS ICEM CFD Tutorial Manual*, Ansys ICEM CFD 15, November 2013.
- [3] *Dynamika lotu: Pojęcia, wielkości i symbole - Część 1: Ruch statku powietrznego względem powietrza*. PN-ISO 1151-1:2004; Warszawa; Polski Komitet Normalizacyjny; 2004.
- [4] Sobieraj Wiesław. 2014. *Aerodynamika*. Warszawa: Wojskowa Akademia Techniczna.
- [5] Бехтир В. П., Ржевский В. М., Ципенко В. Г. *Практическая аэродинамика самолета Ту-154М*, Москва “Воздушный Транспорт” 1997.
- [6] Olejnik A., Kachel S., Frant M., Majcher M.: *Charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu TU-154M w opływie symetrycznym i niesymetrycznym*. Sprawozdanie wewnętrzne WAT, Warszawa 2016.
- [7] Krzysiak A.: *Eksperymentalne badania charakterystyk aerodynamicznych samolotu z uszkodzonym skrzydłem*, Mechanika w Lotnictwie XVII-2016; ISBN 978-83-932107-8-7, PTMTS Warszawa 2016.
- [8] Shah G.: *Aerodynamic Effects and Modeling of Damage to Transport Aircraft*, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences, (AIAA 2008-6203 TP), <http://dx.doi.org/10.2514/6.2008-6203>.
- [9] Shah G., Hill M.: *Flight Dynamics Modeling and Simulation of a Damaged Transport Aircraft*, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Guidance,

Navigation, and Control and Co-located Conferences, (AIAA 2012-4632 TP), <http://dx.doi.org/10.2514/6.2012-4632>.

- [10] Frink N. Pirzadeh S., Atkins H., Viken S., Morrison J.: *CFD Assessment of Aerodynamic Degradation of a Subsonic Transport Due to Airframe Damage*, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (AIAA 2010-500), Orlando 2010, <http://dx.doi.org/10.2514/6.2010-500>.

AERODYNAMIC MODELING PROCESS OF TU-154M AIRPLANE USING COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS METHODS.

Aleksander OLEJNIK¹, Łukasz KISZKOWIAK¹, Adam DZIUBIŃSKI²

¹Military University of Technology, Faculty of Mechatronics and Aerospace,
Institute of Aviation Technology, Warsaw

²Institute of Aviation, Aerodynamic Department, Warsaw

Abstract. In following paper a computational fluid dynamic analysis of Tu-154M airplane have been presented. A numerical calculations using finite volume method implemented in specialized software were performed. A method of preparing a numerical model of airplane and aerodynamic analysis methodology have been presented. During research an influence of particular structural parts of airplane on aerodynamic characteristics have been analyzed. A results have been shown in the graphs form of aerodynamic force and moment components as function of angle of attack and slip angle. Moreover, the qualitative results of a flow around the airplane body have been presented.

Keywords: mechanics, aerodynamics, computational fluid dynamics.