

BADANIA NUMERYCZNE AERODYNAMIKI AUTORSKIEGO SAMOLOTU MYŚLIWSKIEGO

ŁUKASZ MALICKI

Politechnika Wrocławska, Katedra Kriogeniki i Inżynierii Lotniczej
e-mail: lukasz.malicki@pwr.edu.pl

Referat przedstawia badania numeryczne związane z projektem bezzałogowego statku powietrznego zamodelowanego na kształt samolotów myśliwskich 5. generacji, których kluczową cechą jest jak najmniejsza skuteczna powierzchnia odbicia oraz wysoka manewrowość. Przeprowadzone symulacje dotyczyły aerodynamiki samolotu w locie ustalonym z minimalną prędkością, tj. prędkością przeciągnięcia. Badania symulacyjne zostały przeprowadzone przy wykorzystaniu oprogramowania open-source OpenFOAM, a ich celem było opracowanie charakterystyk aerodynamicznych modelu 3D autorskiego bezzałogowego samolotu myśliwskiego. Przedstawiono szereg przeprowadzonych prac związanych z przygotowaniem modelu numerycznego, przygotowaniem geometrii do badań oraz procesem generowania siatki numerycznej. Szczególną uwagę zwrócono na wpływ gęstości siatki numerycznej oraz parametru bezwymiarowej odległości ściany y^+ na jakość wyników. Przeanalizowano otrzymane wyniki badań, a wybrane wielkości charakterystyczne porównano następnie do innych statków powietrznych tego samego typu. W celu dokładniejszej obserwacji zjawisk zachodzących wokół modelu, zaprezentowano wizualizacje przepływu, które miały za zadanie uzmysłowić działanie zastosowanych rozwiązań aerodynamicznych.

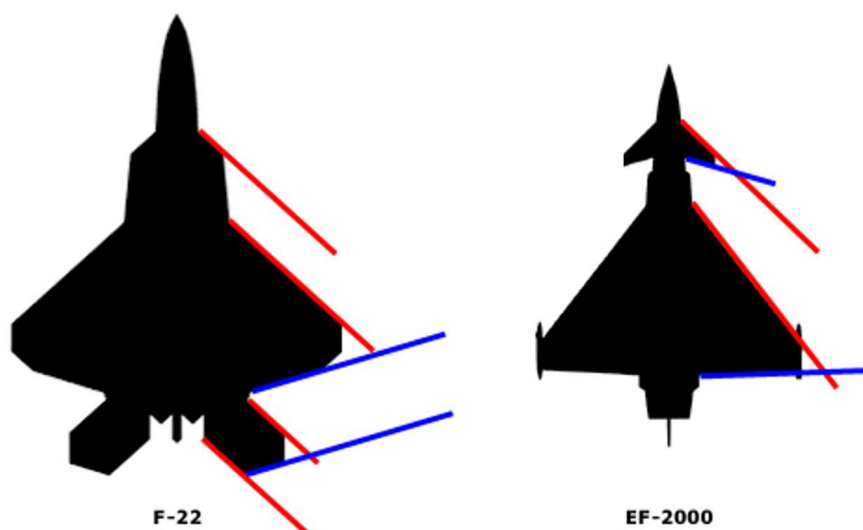
1. Wstęp

W artykule została zbadana geometria samolotu myśliwskiego opracowana na podstawie analizy porównawczej wybranych samolotów myśliwskich generacji 4.5 oraz 5, którą wykonano w trakcie pracy inżynierskiej. W ramach analizy porównano przeznaczenie samolotów, ich gabaryty i masy oraz parametry lotne. Zgromadzone informacje przyczyniły się do opracowania założeń projektowych i zdefiniowania wymagań stawianych przed projektowanym samolotem myśliwskim. Jednym z efektów końcowych pracy inżynierskiej był model bezzałogowego samolotu myśliwskiego oznaczonego nazwą CFA Phantom. Do najważniejszych wymagań stawianych przed samolotem należała wysoka manewrowość oraz niska skuteczna powierzchnia odbicia (RCS). W poniższych punktach przedstawiono szereg czynności podjętych w kierunku symulacji numerycznych przeprowadzonych na opracowanym modelu samolotu.

2. Opracowana geometria samolotu

Zaprojektowany samolot posiadał układ klasyczny, ponieważ konfiguracja ta zapewnia mniejszą skuteczną powierzchnię odbicia (RCS) niż układ kaczki. Na etapie projektowania opierano się głównie na zastosowaniu reguły kątów, zarówno dla skrzydła jak i usterzenia samolotu. Ponadto samolot został wyposażony w płytowe usterzenie wysokości oraz płytowe usterzenie kierunku. Kadłub został zaprojektowany jako kadłub nośny (ang. *lifting blended body*), a ze względu na wysoki nacisk na aspekt Stealth w samolotach myśliwskich piątej generacji, cała konstrukcja

została zaprojektowana przy użyciu podstawowych zasad projektowania tego typu samolotów, takich jak zasada ciągłej krzywizny (ang. *continous curvature*) oraz zasada poszanowania kątów (ang. *planform alignment*).



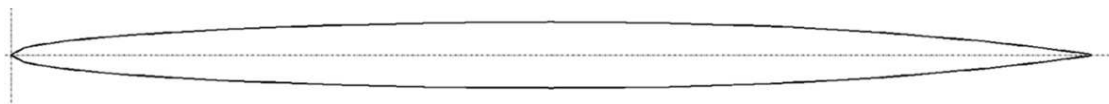
Rys. 1. Porównanie reguły kątów dla układu klasycznego oraz układu kaczki [10]

Ostateczny profil skrzydła został wybrany poprzez analizę porównawczą profili aerodynamicznych o kształtach zbliżonych do profili aktualnie stosowanych w amerykańskich samolotach myśliwskich. Spośród analizowanych profili wybrano NACA 64-206.



Rys. 2. Profil NACA 64-206 wybrany na profil skrzydła samolotu [11]

W przypadku profili dla usterzenia kierunku i wysokości zastosowano profil o kształcie zbliżonym do przypadku idealnego profilu naddźwiękowego (bi-convex). W oparciu o dostępne źródła i analizę porównawczą wybrano profil o oznaczeniu NACA 16-006.



Rys. 3. Profil NACA 16-006 wybrany na profile usterzeń [12]

W tabeli 1 przedstawiono dane układu aerodynamicznego samolotu, dobrane profile, mechanizację oraz wielkości dotyczące skrzydła.

W tabeli 2 zestawiono zakładane dane techniczne samolotu oraz teoretyczne wartości wynikające z obliczeń empirycznych.

Ostateczny model, wraz z pełnym wyposażeniem, został wykonany w oprogramowaniu Autodesk Inventor. Do opracowania skomplikowanej geometrii kadłuba nośnego (ang. *blended wing body*) wykorzystano kluczową funkcję wyciągnięć złożonych z użyciem ścieżek 3D.

Na rysunkach 4-7 przedstawiono rzuty samolotu w konfiguracji gładkiej.

Tabela 1. Układ aerodynamiczny samolotu

Wygląd	układ klasyczny
Profil skrzydła	NACA 64-206
Profil usterzenia poziomego	NACA 16-006
Profil usterzenia pionowego	NACA 16-006
Kształt skrzydła	obcięte skrzydło delta, skrzydło pasmowe
Mechanizacja skrzydła	klapolotki, klapy przednie, LEVCON
Usterzenie samolotu	płytowe usterzenie wysokości i kierunku
Kąt skosu krawędzi natarcia skrzydła pasmowego	64°
Kąt skosu krawędzi natarcia skrzydła delta	42°
Kąt skosu skrzydła delta	30°
Kąt ścięcia skrzydła delta	42°
Kąt spływu skrzydła delta	17°
Zwichrzenie aerodynamiczne	nie
Skręcenie geometryczne skrzydła delta	−7°
Kąt wzniosu skrzydła delta	−3°
Kąt zaklinowania skrzydła delta	1°
Rozpiętość płata	13,8 m
Całkowite pole powierzchni płata	82,15 m ²
Wydłużenie	2,32
Zbieżność skrzydła (C_k/C_p)	0,08

Tabela 2. Zestawienie założonych osiągow samolotu z wynikami obliczeń empirycznych

Osiągi samolotu CFA Phantom			Założenie	Wynik z obliczeń	
1	Prędkość minimalna	V_{min}	< 240	206*	km/h
2	Prędkość maksymalna	V_{max}	> 2200	2230	km/h
3	Długość startu	L_s	~ 400	300-500	m
5	Zasięg	L	~ 5000	4825	km
6	Promień działania bojowego	R_p	~ 1500	1670	km
7	Masa użytkowa	m_u	~ 8000	7900	kg

* – zakładając mechanizację skrzydła



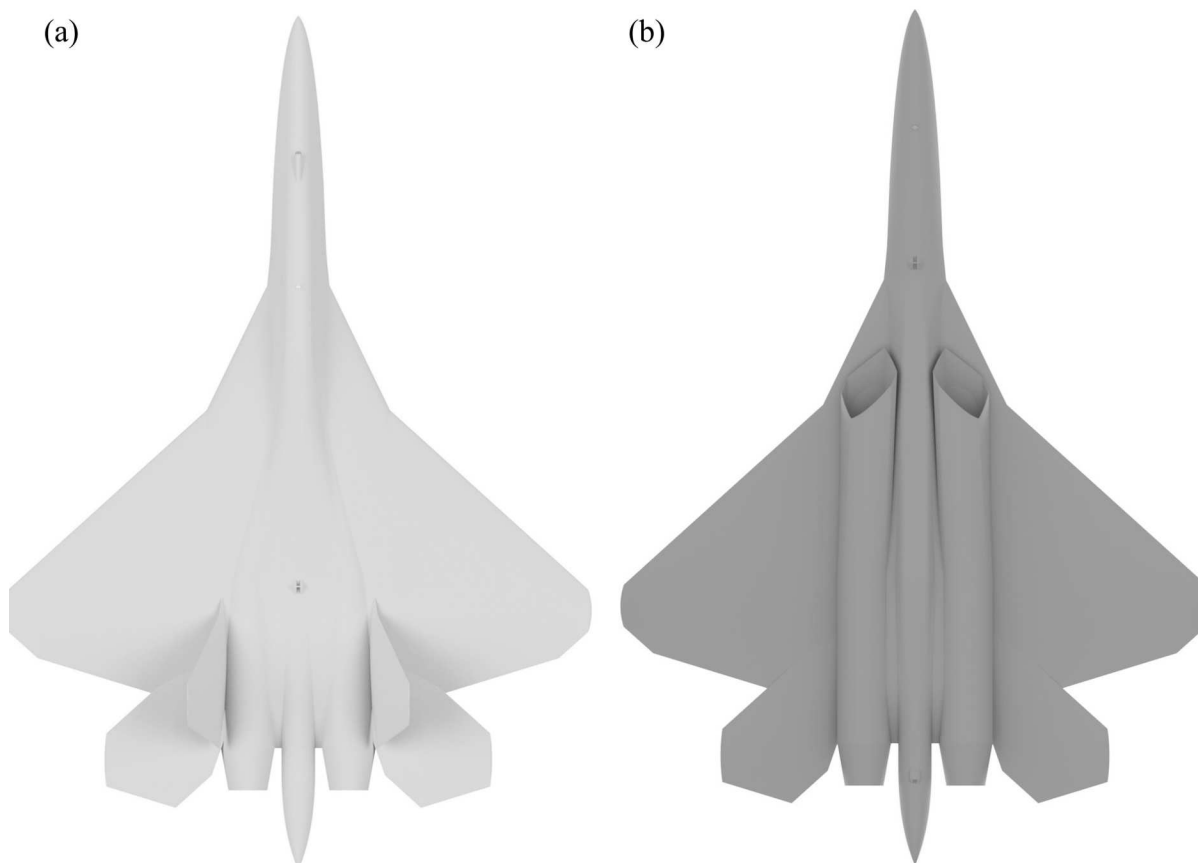
Rys. 4. Przedni rzut samolotu w konfiguracji gładkiej



Rys. 5. Tylny rzut samolotu w konfiguracji gładkiej



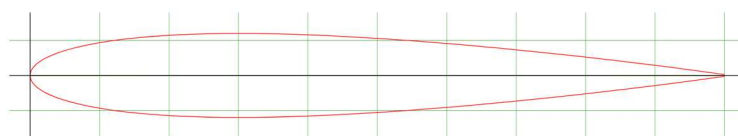
Rys. 6. Rzut boczny samolotu w konfiguracji gładkiej



Rys. 7. (a) Górny i (b) dolny rzut samolotu w konfiguracji gładkiej

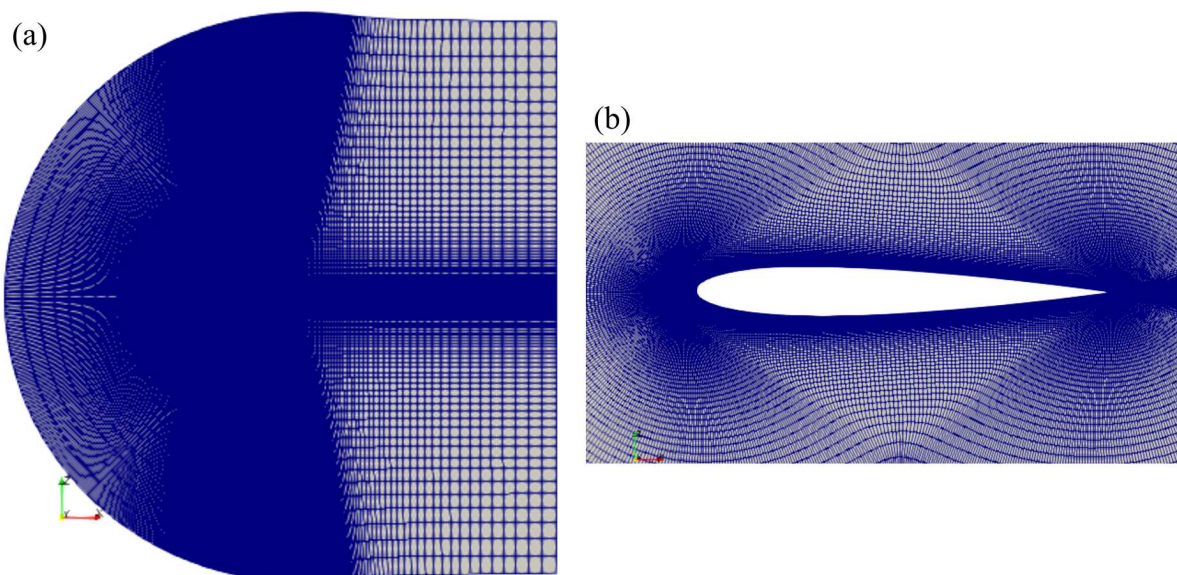
3. Opracowany model obliczeniowy

W celu opracowania wiarygodnego modelu obliczeniowego skorzystano z przykładu walidacji charakterystyk aerodynamicznych profilu NACA 0012, który zamieszczony został w rozszerzonej instrukcji obsługi OpenFOAM na stronie openfoam.com. W przykładzie zostały opisane wszelkie aspekty przeprowadzenia symulacji weryfikującej profil NACA 0012. Model obliczeniowy przygotowany według wytycznych zamieszczonych w owym poradniku powinien zapewnić wyniki bardzo zbliżone do wyników badań eksperymentalnych. Badany profil NACA 0012 to profil symetryczny o maksymalnej grubości wynoszącej 12% długości cięciwy, która znajduje się na 30% długości cięciwy.



Rys. 8. Profil NACA 0012 [13]

Spośród zapewnionych przez NASA siatek numerycznych, została wybrana siatka 2D o 1028 punktach na powierzchni profilu. Domena obliczeniowa posiadała wymiary $(x, y, z) = (985,5, 1, 1015!6)$ m. Boczny rzut siatki przedstawiono na rysunku poniżej. Bezwymiarowa odległość ściany dla profilu NACA 0012 wynosiła $y^+ = 1$, a więc rozwiązaniu uległa lepka podwarstwa w pełnym zakresie profilu. Zbliżenie na siatkę numeryczną w pobliżu profilu NACA 0012 zostało przedstawione na rysunku 9b.



Rys. 9. (a) Domena obliczeniowa profilu NACA 0012 [15], (b) siatka numeryczna w pobliżu profilu NACA 0012 [15]

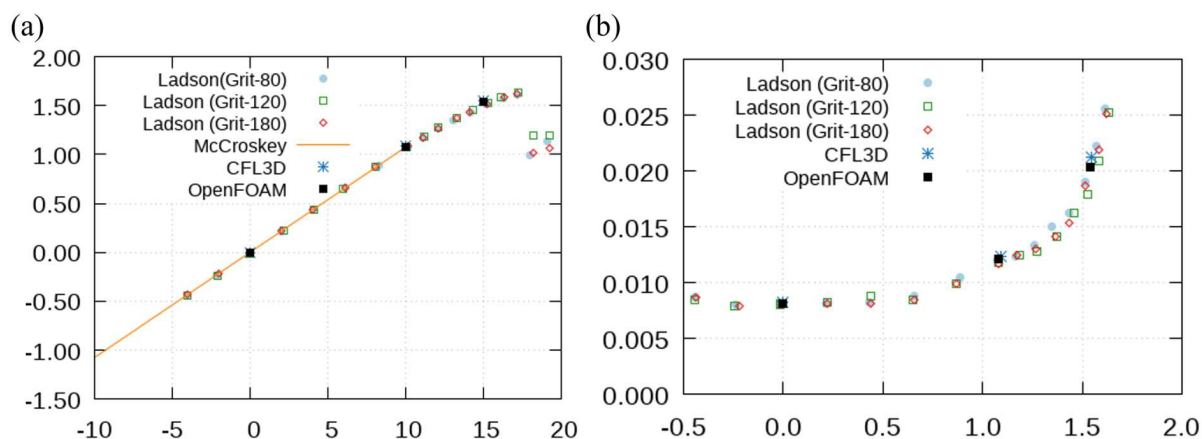
Fizyka opływu opisana została jako ustalony poddźwiękowy opływ zewnętrzny o wysokiej liczbie Reynoldsa i niskiej liczbie Macha. Jako płyn określono jednofazowy, nieściśliwy i niereakcyjny płyn Newtonowski. Solverem, z którego należało skorzystać był *simpleFoam*. Przypadek bazował na podstawowym tutorialu *airFoil2D*.

W przykładzie skorzystano z warunku brzegowego typu Robina – *freestream*, który zapewnia warunek swobodnego strumienia. Jest to pochodna warunku *inletOutlet*, w którym tryb działania przełącza się w oparciu o kierunek strumienia pomiędzy warunkiem Dirichleta – *fixedValue* (*freestreamValue*), a warunkiem Neumanna – *zeroGradient*. Dodatkowo skorzystano z warunku brzegowego *freestreamPressure*, który jest warunkiem Neumanna (*zeroGradient*) ograniczającym strumień na powierzchni w oparciu o prędkość swobodnego strumienia.

Problemem fizycznym był dwuwymiarowy profil lotniczy znajdujący się w centrum domeny obliczeniowej, której wymiary były znacząco większe od cięciwy profilu. Liczba Reynoldsa wynosiła $Re = 6 \cdot 10^6$, a prędkość przepływu *freestream* $U = 51,4815$ m/s. Długością charakterystyczną była długość cięciwy profilu, która wynosiła 1 m. Wobec powyższych danych wartość lepkości kinematycznej płynu wynosiła $\nu = 8,58 \cdot 10^{-6}$, a liczba Macha około $Ma = 0,15$. Modelem turbulencji, z którego należało skorzystać do rozwiązania problemu, był model Spalart-Allmaras.

Obliczenia zostały wykonane w oprogramowaniu OpenFOAM v7 dla zakresów kąta natarcia $\alpha = 15 \div 20^\circ$ w celu dokładnego zbadania charakterystyki przeciągnięcia profilu NACA 0012. Badania dla katów $\alpha = 0 \div 15^\circ$ pominięto, ponieważ zostały wykonane one na stronie openfoam.com i wykazują wysoką zgodność z wynikami eksperymentalnymi.

Na rysunkach 10a i 10b przedstawiono charakterystykę $C_L(\alpha)$ oraz $C_D(C_L)$ dla profilu NACA 0012. Charakterystyki zostały zaczerpnięte z poradnika na stronie openfoam.com, a pomiary zostały wykonane dla katów natarcia $\alpha = 0^\circ, 10^\circ, 15^\circ$.



Rys. 10. Charakterystyka $C_L(\alpha)$ (a) oraz $C_D(C_L)$ (b) dla profilu NACA 0012 wyznaczone na stronie OpenFOAM [14]

Na charakterystykach można zaobserwować wysoką zgodność obliczeń wykonanych w OpenFOAM z charakterystykami eksperymentalnymi Ladsona. Badania profilu NACA 0012 postanowiono rozszerzyć do zakresu kątów natarcia za punktem przecięgnięcia. Dzięki temu możliwe było ustalenie, czy model obliczeniowy zdefiniowany według wytycznych w poradniku walidacji profilu NACA 0012 zapewnia również realistyczne wyniki dla kątów natarcia w okolicach punktu przecięgnięcia. Warunki brzegowe domeny obliczeniowej zostały zdefiniowane w tabelach 3-6.

Tabela 3. Prędkość przepływu U (velocity)

Patch	Warunek brzegowy	Wartość
Wlot (Inlet)	freestream	51,4815 m/s
Wylot (Outlet)	freestream	51,4815 m/s
Profil (Aerofoil)	noSlip	–
Ściany boczne w osi Y	empty	–

Tabela 4. Ciśnienie kinematyczne p (kinematic pressure)

Patch	Warunek brzegowy	Wartość
Wlot (Inlet)	freestreamPressure	0.0
Wylot (Outlet)	freestreamPressure	0.0
Profil (Aerofoil)	zeroGradient	–
Ściany boczne w osi Y	empty	–

Tabela 5. Lepkość kinematyczna turbulencji ν_t (turbulent kinematic viscosity) – nut

Patch	Warunek brzegowy	Wartość
Wlot (Inlet)	freestream	$8,58 \cdot 10^{-6}$
Wylot (Outlet)	freestream	$8,58 \cdot 10^{-6}$
Profil (Aerofoil)	nutUSpaldingWallFunction /zeroGradient	0.0
Ściany boczne w osi Y	empty	–

Tabela 6. Zmodyfikowana lepkość kinematyczna $\tilde{\nu}$ (Spalart-Allmaras modified viscosity) – nuTilda

Patch	Warunek brzegowy	Wartość
Wlot (Inlet)	freestream	$3,432 \cdot 10^{-5}$
Wylot (Outlet)	freestream	$3,432 \cdot 10^{-5}$
Profil (Aerofoil)	fixedValue	0.0
Ściany boczne w osi Y	empty	–

Lepkość kinematyczną turbulencji ν_t zdefiniowano jako równą lepkości kinematycznej płynu, natomiast zmodyfikowana lepkość kinematyczna $\tilde{\nu}$ została zdefiniowana jako czterokrotność lepkości kinematycznej płynu. Wielkości tych wartości były jedynie założeniem i należy pamiętać, że zostały wykorzystane zaledwie do zdefiniowania warunków początkowych, od których OpenFOAM rozpoczął proces iteracyjny.

Z uwagi na fakt, że pozycja profilu w domenie była stała, w celu odwzorowania kąta natarcia profilu, wartość prędkości freestream została rozłożona wektorowo.

Tabela 7. Rozłożona prędkość freestream

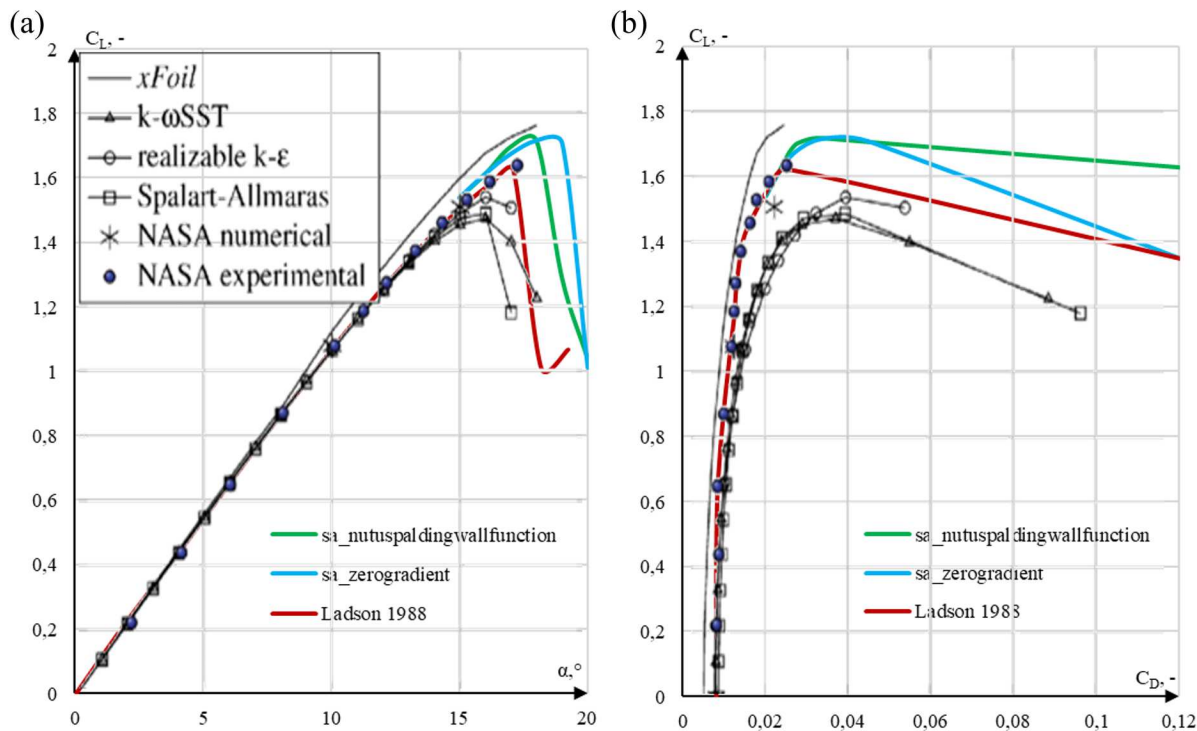
U_x [m/s]	U_z [m/s]	α [°]
49,7273	13,3244	15
49,4872	14,1902	16
49,2320	15,0517	17
48,9618	15,9087	18
48,6767	16,7607	19
48,3768	17,6077	20

Wyniki obliczeń dla katów natarcia $\alpha = 15 \div 20^\circ$ zostały zawarte w tabeli 8.

Tabela 8. Wyniki obliczeń numerycznych dla profilu NACA 0012

C_L [-]	C_D [-]	α [°]
Warunek brzegowy nutUSpaldingWallFunction		
1,53803	0,02008	15
1,61215	0,02317	16
1,69749	0,02734	17
1,71615	0,03359	18
1,28694	0,40361	19
1,03695	0,36338	20
Warunek brzegowy zeroGradient		
1,53804	0,02008	15
1,61228	0,02349	16
1,67465	0,02729	17
1,71594	0,03392	18
1,70787	0,04519	19
1,00874	0,19012	20

Z danych zawartych w tabeli 8 wyraźnie można wywnioskować, że przeciągnięcie dla profilu NACA 0012 dla zadanych parametrów przepływu następuje pomiędzy kątem natarcia $\alpha = 18 \div 19^\circ$. Otrzymane wyniki zostały następnie porównane z wynikami eksperymentalnymi Ladsona na rysunkach 11a i 11b.



Rys. 11. Charakterystyki $C_L(\alpha)$ (a) oraz $C_L(C_D)$ (b) dla profilu NACA 0012

Punkt przecięgnięcia w modelu obliczeniowym z użyciem warunku brzegowego funkcji ścianki (nutUSpaldingWallFunction) następuje o 1 stopień dalej niż dla charakterystyki eksperymentalnej, natomiast dla warunku brzegowego zeroGradient przecięgnięcie następuje 2 stopnie dalej.

4. Porównanie wyników pomiędzy wartościami y^+

Na przykładzie profilu NACA 64-206, który został wykorzystany jako profil skrzydła samolotu CFA Phantom, przeprowadzono analizę wpływu wartości y^+ na uzyskiwane wyniki współczynników siły nośnej oraz siły oporu. NACA 64-206 to asymetryczny profil o maksymalnej grubości wynoszącej 6% długości cięciwy. Maksymalna grubość profilu znajduje się w 40% długości cięciwy, natomiast największa wartość strzałki ugięcia wynosi 1,1% i znajduje się w 50% długości cięciwy. Profil przedstawiono na rysunku 12.



Rys. 12. Profil NACA 64-206 [11]

Badania zostały przeprowadzone dla określonej stałej liczby Reynoldsa dla wszystkich badanych geometrii. Do wyznaczenia liczby Reynoldsa skorzystano z wielkości średniej cięciwy aerodynamicznej skrzydła delta badanego samolotu. W tabeli 9 zamieszczone zostały dane w postaci prędkości opływu, długości charakterystycznej oraz lepkości kinematycznej atmosfery wzorcowej.

Wartość liczby Reynoldsa dla parametrów z tabeli 9 została obliczona według wzoru

$$Re = \frac{U c_a}{\nu} = \frac{66,6 \cdot 7,69}{1,46 \cdot 10^{-5}} = 35\,114\,155 \quad (4.1)$$

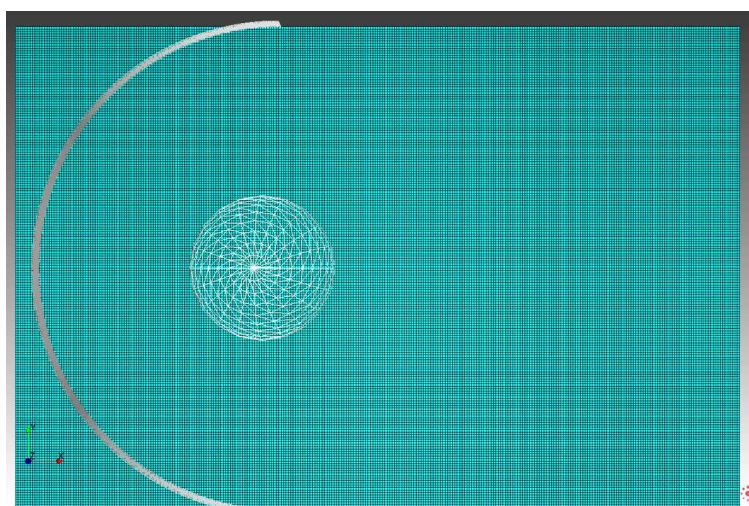
Tabela 9. Dane prędkości oraz lepkość powietrza

Prędkość opływu freestream	U	66,(6)	m/s
Średnia cięciwa aerodynamiczna skrzydła delta	c_a	7,69	m
Lepkość kinematyczna atmosfery wzorcowej	ν	$1,46 \cdot 10^{-5}$	m^2/s

W celu uproszczenia wymiarów domeny, profil przeskalowano do długości 1 metra. Aby liczba Reynoldsa była tożsama z pełnowymiarowym profilem średniej cięciwy aerodynamicznej, skorzystano ze wzoru na liczbę podobieństwa Reynoldsa, z którego otrzymano lepkość kinematyczną dla przeskalowanego profilu

$$\text{Re} = \frac{U c_a}{\nu} = \frac{(U' c'_a)}{\nu'} = \text{Re}' \Rightarrow \nu' = \frac{U' c'_a}{\text{Re}} = \frac{66,(6) \cdot 1}{35\,114\,155} = 1,8986 \cdot 10^{-6} \frac{\text{m}^2}{\text{s}} \quad (4.2)$$

Domena obliczeniowa posiadała wymiary $(x, y, z) = (50, 30, 0,1)$ m, a jako wlot zdefiniowany został łuk o promieniu 10 metrów. Domena była podzielona na sześcienné komórki o objętości 10^{-3} m^3 . Wokół profilu stworzono obszar zagęszczenia w formie okręgu o promieniu $R = 3$ m, w którym objętość komórek wynosiła $1,95 \cdot 10^{-6} \text{ m}^3$. Dodatkowo w odległości 0,1 m od powierzchni profilu stworzono strefę komórek o objętości $3,05 \cdot 10^{-8} \text{ m}^3$. Na rysunku 13 przedstawiono rzut boczny domeny obliczeniowej, którą wygenerowano w interfejsie graficznym Helyx-OS.



Rys. 13. Rzut boczny domeny obliczeniowej profilu NACA 64-206

Siatki numeryczne dla profilu NACA 64-206 zostały wykonane dla dwóch bezwymiarowych odległości ściany $y^+ = 1$ oraz $y^+ = 70$. Wartość $y^+ = 70$ nie jest przypadkowa, ponieważ leży ona w środku przedziału $30 < y^+ < 120$, czyli wewnętrznej warstwy logarytmicznego prawa ściany. W przypadku siatki 2D wartości y_{min}^+ oraz y_{max}^+ nie będą diametralnie odbiegać od średniej wartości y^+ , lecz w przypadku samolotu niektóre komórki mogą znajdować się poniżej zadanej wartości. Dlatego w celu uniknięcia komórek w przedziale buforowym $5 < y^+ < 30$ wybrano wartość $y^+ > 30$. Ponadto obliczenia dla $y^+ = 70$ pozwoliły zweryfikować dokładność obliczeń przy użyciu funkcji ścianki.

W celu przygotowania siatek numerycznych należało obliczyć grubość pierwszej warstwy przyściennej y za pomocą wzoru

$$y = \frac{y^+ \nu}{\sqrt{\left[2 \log_{10} \left(\frac{UL}{\nu} \right) - 0,65\right]^{-2,3} \frac{1}{2} U^2}} \quad (4.3)$$

gdzie: y^+ – bezwymiarowa odległość ściany, U – prędkość przepływu, L – długość charakterystyczna, ν – lepkość kinematyczna.

Następnie w celu określenia wymaganego rozmiaru komórek pierwszej warstwy przyściennej należało skorzystać ze wzoru na grubość ostatniej warstwy przyściennej y_n

$$y_n = y(\Delta y)^{n-1} \quad (4.4)$$

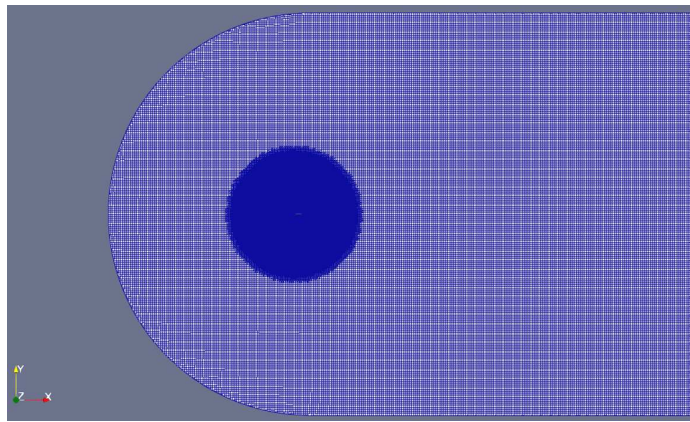
gdzie: y – grubość pierwszej warstwy przyściennej, Δy – współczynnik ekspansji (ang. *expansion ratio*), n – liczba warstw przyściennych.

Obliczone grubości charakterystycznych warstw przyściennych przedstawiono w tabeli 10.

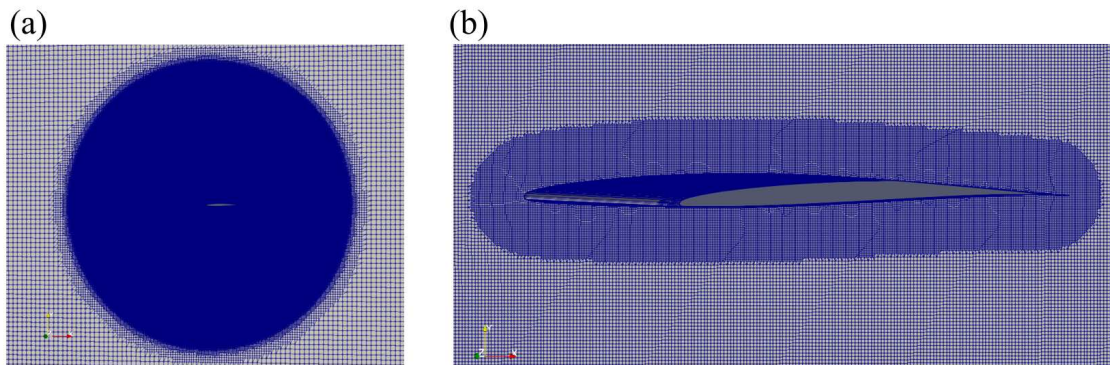
Tabela 10. Obliczone wartości y oraz y_n dla profilu NACA 64-206

y^+ [-]	Re [-]	c_a [m]	ν [m ² /s]	U [m/s]	n [-]	Δy [-]	y [m]	y_n [m]
1	35114155	1	$1,8986 \cdot 10^{-6}$	66,(6)	15	1,3	$8,68 \cdot 10^{-7}$	$3,42 \cdot 10^{-5}$
70					6	1,2	$6,08 \cdot 10^{-5}$	$1,51 \cdot 10^{-4}$

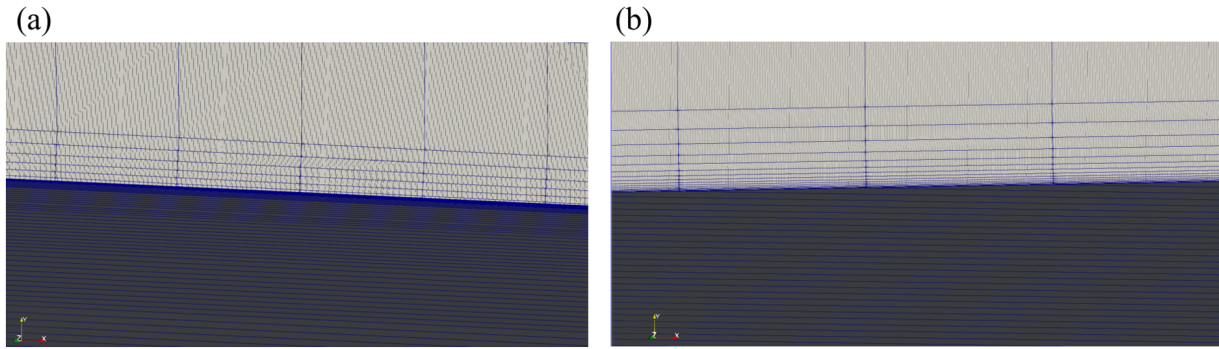
Główne różnice między siatkami zachodzą w drugiej strefie zagęszczenia komórek, ponieważ to ta strefa ulega procesowi gradacji w celu zapewnienia komórek o odpowiedniej objętości w warstwie przyściennej. Siatki o $y^+ = 1$ są o wiele bardziej wymagające, ponieważ liczba warstw jest znacznie większa niż w przypadku siatek o $y^+ = 70$, a co za tym idzie, większa liczba komórek w warstwie przyściennej musi mieć bardzo małe objętości, aby nastąpiła odpowiednia inflacja warstw z zadaniem współczynnikiem ekspansji. Na rysunkach 14-16 przedstawiono siatkę numeryczną dla profilu NACA 64-206.



Rys. 14. Domena obliczeniowa profilu NACA 64-206



Rys. 15. (a) Pierwsza i (b) druga strefa zagęszczenia wokół profilu

Rys. 16. Warstwy przyścienne dla: (a) $y^+ = 70$, (b) $y^+ = 1$

Do przeprowadzenia symulacji zdefiniowano warunki brzegowe przedstawione w tabelach 11-14.

Tabela 11. Prędkość przepływu U (velocity)

Patch	Warunek brzegowy	Wartość
Wlot (arc)	freestream	66,6 m/s
Wylot	freestream	66,6 m/s
Ściana górna	freestream	66,6 m/s
Ściana dolna	freestream	66,6 m/s
Profil (naca64206)	fixedValue	0,0
Ściana boczna	empty	–

Tabela 12. Ciśnienie kinematyczne p (kinematic pressure)

Patch	Warunek brzegowy	Wartość
Wlot (arc)	freestreamPressure	0,0
Wylot	freestreamPressure	0,0
Ściana górna	freestreamPressure	0,0
Ściana dolna	freestreamPressure	0,0
Profil (naca64206)	zeroGradient	–
Ściana boczna	empty	–

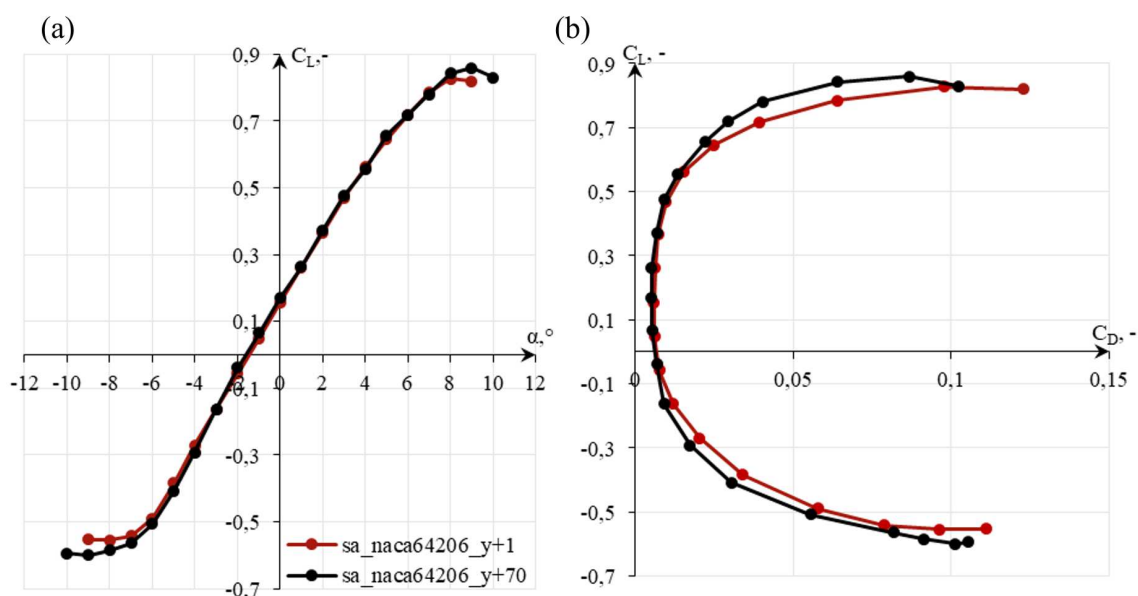
Tabela 13. Lepkość kinematyczna turbulencji ν_t (turbulent kinematic viscosity) – nut

Patch	Warunek brzegowy	Wartość
Wlot (arc)	freestream	$1,8986 \cdot 10^{-6}$
Wylot	freestream	$1,8986 \cdot 10^{-6}$
Ściana górna	freestream	$1,8986 \cdot 10^{-6}$
Ściana dolna	freestream	$1,8986 \cdot 10^{-6}$
Profil (naca64206)	nutUSpaldingWallFunction / zeroGradient	0,0 / –
Ściana boczna	empty	–

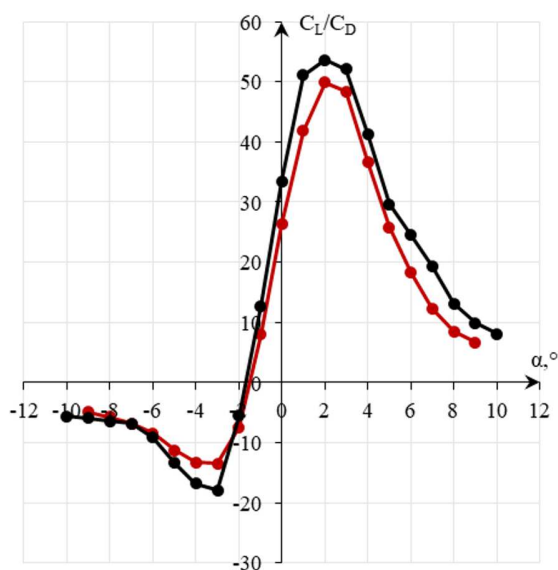
Tabela 14. Zmodyfikowana lepkość kinematyczna $\tilde{\nu}$ (Spalart-Allmaras modified viscosity) – nuTilda

Patch	Warunek brzegowy	Wartość
Wlot (arc)	freestream	$7,5943 \cdot 10^{-6}$
Wylot	freestream	$7,5943 \cdot 10^{-6}$
Ściana górna	freestream	$7,5943 \cdot 10^{-6}$
Ściana dolna	freestream	$7,5943 \cdot 10^{-6}$
Profil (naca64206)	fixedValue	0,0
Ściana boczna	empty	–

Na rysunkach 17 i 18 przedstawiono porównanie charakterystyk aerodynamicznych profilu NACA 64-206 dla wartości $y^+ = 1$ oraz $y^+ = 70$.



Rys. 17. Charakterystyki $C_L(\alpha)$ (a) oraz $C_L(C_D)$ (b) profilu NACA 64-206 dla $y^+ = 1$ oraz $y^+ = 70$



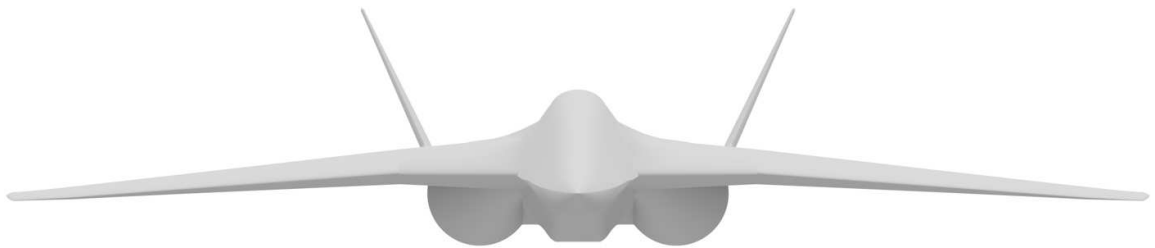
Rys. 18. Charakterystyki $L/D(\alpha)$ profilu NACA 64-206 dla $y^+ = 1$ oraz $y^+ = 70$

Otrzymane wyniki potwierdzają, że w znacznej części charakterystyk funkcja ścianki daje wyniki zbliżone, jak w przypadku rozwiązywania lepkiej podwarstwy. Różnice zaczynają się uwiadamiać przy zbliżaniu się do punktu przeciągnięcia. Wartości współczynników siły nośnej są zawyżone oraz punkt przeciągnięcia występuje dalej. Funkcja ścianki gwarantuje wysoką zgodność dla współczynników oporów w zakresie niskich kątów natarcia, jednakże przy większych kątach natarcia funkcja ścianki zaniża realne wartości tych współczynników.

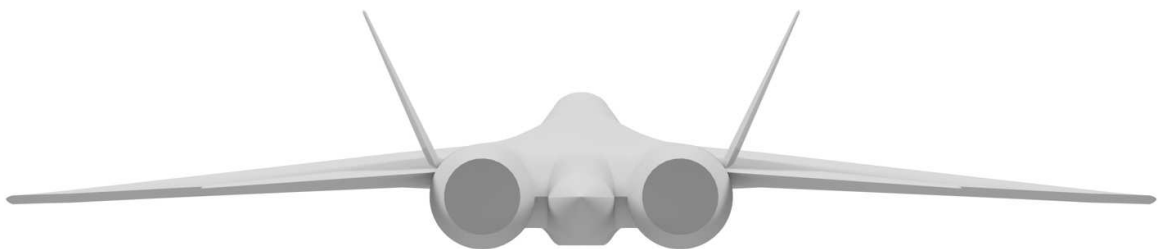
Oba zjawiska mają bezpośredni wpływ na przebieg krzywej doskonałości aerodynamicznej, która w największym stopniu wykazuje różnicę pomiędzy wartościami bezwymiarowej odległości ściany $y^+ = 1$ oraz $y^+ = 70$.

5. Badania numeryczne modelu samolotu

W celu obniżenia stopnia komplikacji siatki numerycznej, a dodatkowo wyeliminowania potencjalnych artefaktów, które mogłyby powstać z przyczyny ostrych krawędzi oraz ciasnych przestrzeni, postanowiono uprościć model w konfiguracji gładkiej poprzez usunięcie jakichkolwiek podwieszeń, uzbrojenia, czujników MAWS, głowicIRST oraz dodatkowo usunięto wloty silników, a także zaślepiono dysze dopalaczy. Na rysunkach 19-22 przedstawiono rzuty modelu samolotu uproszczonego do badań numerycznych.



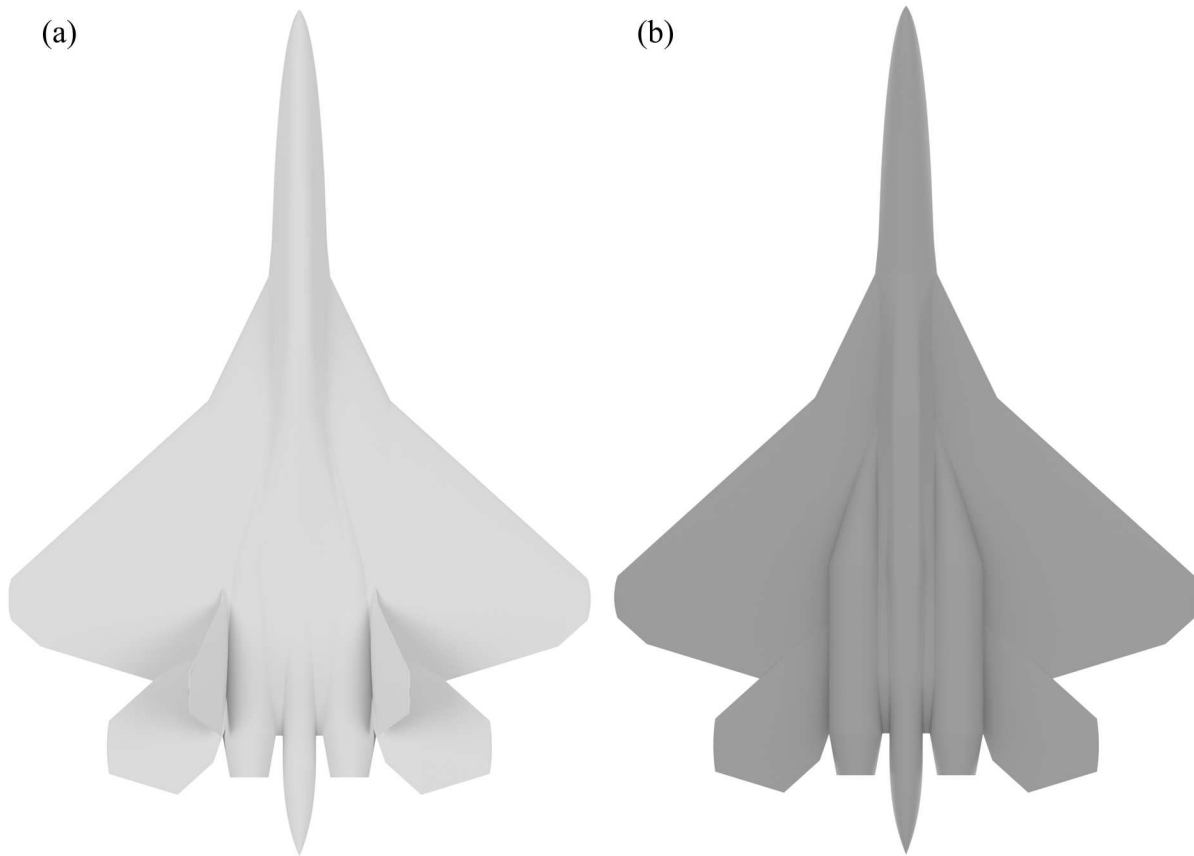
Rys. 19. Przedni rzut badanego modelu samolotu



Rys. 20. Tylny rzut badanego modelu samolotu



Rys. 21. Boczny rzut badanego modelu samolotu



Rys. 22. (a) Górny oraz (b) dolny rzut badanego modelu samolotu

W celu uproszczenia wymiarów domeny obliczeniowej, samolot został przeskalowany do długości całkowitej wynoszącej 1 m. Następnie ponownie obliczono wartość lepkości kinematycznej dla średniej cięciwy aerodynamicznej modelu. Do obliczenia długości średniej cięciwy aerodynamicznej przeskalowanego samolotu skorzystano z poniższego wzoru

$$c_{a\text{ modelu}} = \frac{c_a}{L} L_{\text{modelu}} = \frac{7,69}{20,2871} = 0,379212 \text{ m} \quad (5.1)$$

Lepkość kinematyczną dla średniej cięciwy aerodynamicznej modelu samolotu otrzymano ze wzoru na liczbę podobieństwa Reynoldsa

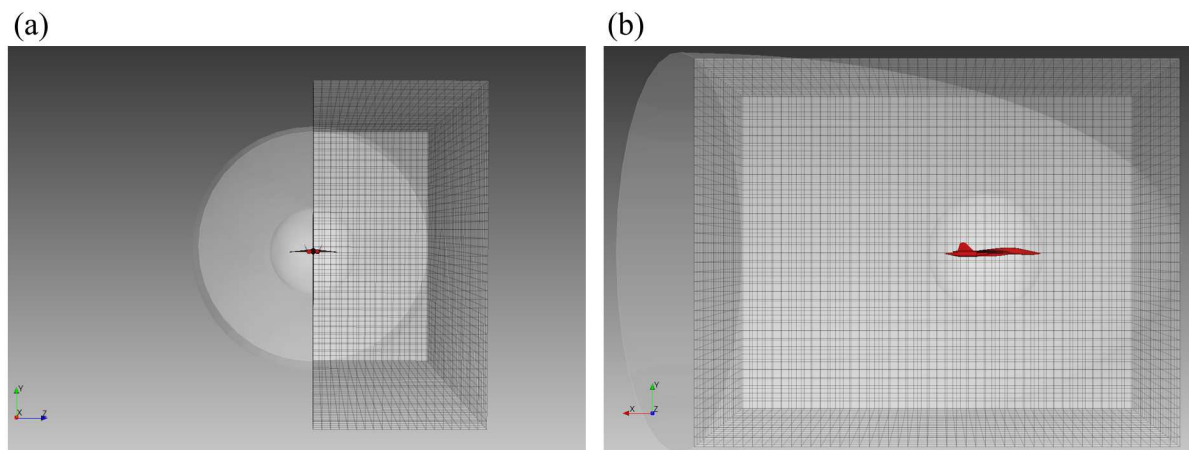
$$\nu' = \frac{U c_{a\text{ modelu}}}{\text{Re}} = \frac{66,6 \cdot 0,379212}{35\,114\,155} = 7,1996 \cdot 10^{-7} \frac{\text{m}^2}{\text{s}} \quad (5.2)$$

Kształt domeny obliczeniowej dla samolotu skonstruowano poprzez obrót półelipsy o wymiarach $(a, b) = (5, 2) \text{ m}$. Ze względu na fakt, że samolot jest symetryczny oraz w celu zminimalizowania wymaganej mocy obliczeniowej, domena obliczeniowa została podzielona przez płaszczyznę symetrii. Wymiary domeny po uproszczeniu wynosiły $(x, y, z) = (5, 4, 2) \text{ m}$, a jako wlot zdefiniowano całą powierzchnię czołową obróconej półelipsy. Obliczone wartości grubości pierwszej oraz ostatniej warstwy przyścienniej przedstawiono w tabeli 15.

Podobnie jak w przypadku domeny dla profilu, domena dla samolotu została podzielona na sześcienną komórkę o objętości 10^{-3} m^3 . Wokół samolotu stworzono obszar zagęszczenia w formie sfery o promieniu $R = 1 \text{ m}$, w którym objętość komórek wynosiła $1,95 \cdot 10^{-6} \text{ m}^3$. Dodatkowo w odległości 0,2 m od powierzchni samolotu stworzono strefę komórek o objętości $3,05 \cdot 10^{-8} \text{ m}^3$. Na rysunkach 23-25 przedstawiono kształt domeny. Na rysunkach 23a i 23b widoczny jest także obszar zagęszczenia w formie sfery.

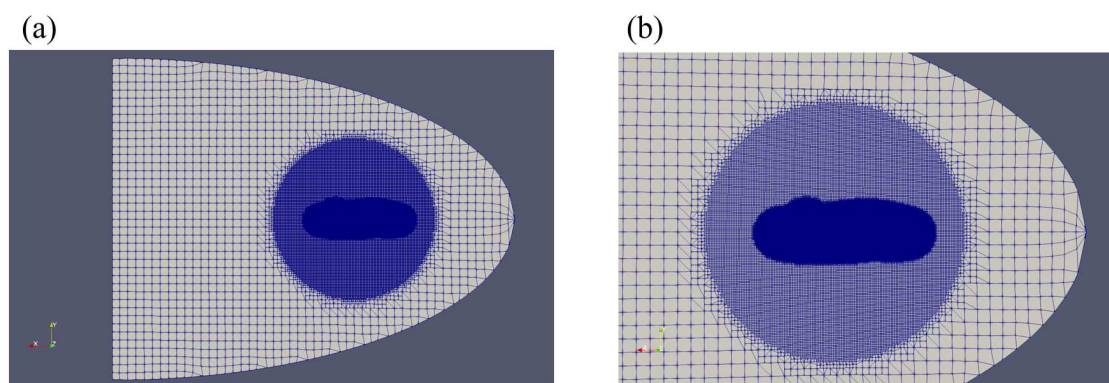
Tabela 15. Obliczone wartości y oraz y_n dla modelu samolotu

y^+ [-]	Re [-]	c_a [m]	ν [m ² /s]	U [m/s]	n [-]	Δy [-]	y [m]	y_n [m]
70	35114155	0,379212	$7,1996 \cdot 10^{-7}$	66,(6)	15	1,3	$2,30 \cdot 10^{-5}$	$9,07 \cdot 10^4$



Rys. 23. (a) Przedni oraz (b) boczny rzut domeny obliczeniowej modelu samolotu

Na rysunkach 24 i 25 przedstawiono siatkę numeryczną modelu samolotu, natomiast warunki brzegowe do badań symulacyjnych zostały przedstawione w tabelach 16-19.



Rys. 24. (a) Siatka numeryczna dla modelu samolotu, (b) pierwsza strefa zagęszczenia wokół samolotu

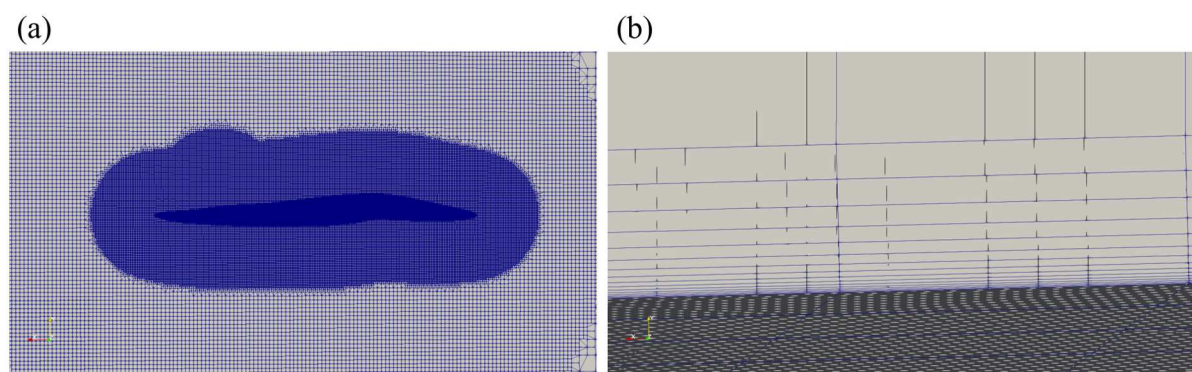
Rys. 25. (a) Druga strefa zagęszczenia wokół samolotu, (b) warstwy przyścienne dla $y^+ = 1$

Tabela 16. Prędkość przepływu U (velocity)

Patch	Warunek brzegowy	Wartość
Wlot/wylot (Domena)	freestream	66,6666 m/s
Samolot	fixedValue	0,0
Ściana boczna	symmetry	–

Tabela 17. Ciśnienie kinematyczne p (kinematic pressure)

Patch	Warunek brzegowy	Wartość
Wlot/wylot (Domena)	freestreamPressure	0,0
Samolot	zeroGradient	–
Ściana boczna	symmetry	–

Tabela 18. Lepkość kinematyczna turbulencji ν_t (turbulent kinematic viscosity) – nut

Patch	Warunek brzegowy	Wartość
Wlot/wylot (Domena)	freestream	$7,1996 \cdot 10^{-7}$
Samolot	nutUSpaldingWallFunction / zeroGradient	0,0 / –
Ściana boczna	symmetry	–

Tabela 19. Zmodyfikowana lepkość kinematyczna $\tilde{\nu}$ (Spalart-Allmaras modified viscosity) – nuTilda

Patch	Warunek brzegowy	Wartość
Wlot/wylot (Domena)	freestream	$2,8798 \cdot 10^{-6}$
Samolot	fixedValue	0,0
Ściana boczna	symmetry	–

Uzyskane z badań numerycznych współczynniki siły nośnej oraz siły oporu zostały zaprezentowane w postaci charakterystyk na rysunkach 26 i 27.

Krytyczny kąt natarcia samolotu wyniósł 35 stopni, natomiast maksymalna doskonałość aerodynamiczna wyniosła 9,9, co oznacza, że zawiera się ona w przedziale samolotów myśliwskich $L/D = 8 \div 10$. Korzystając z wzoru (5.1), wyznaczono minimalne prędkości w ustalonym locie poziomym samolotu w kilku konfiguracjach masowych

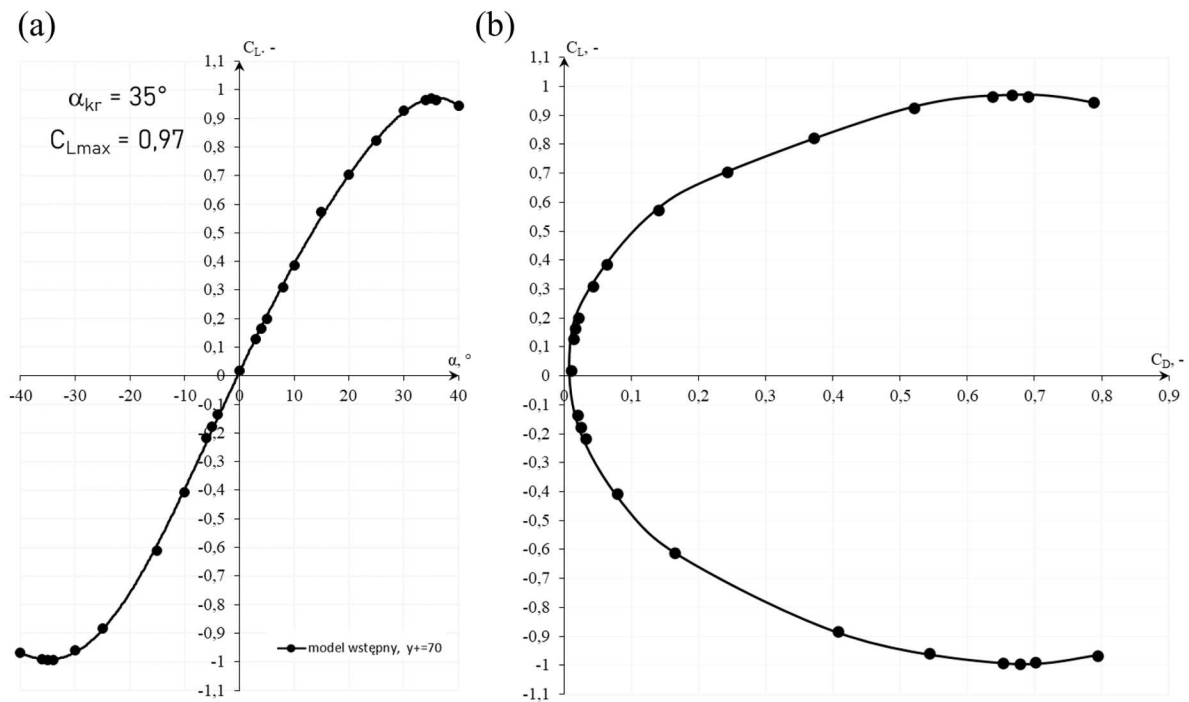
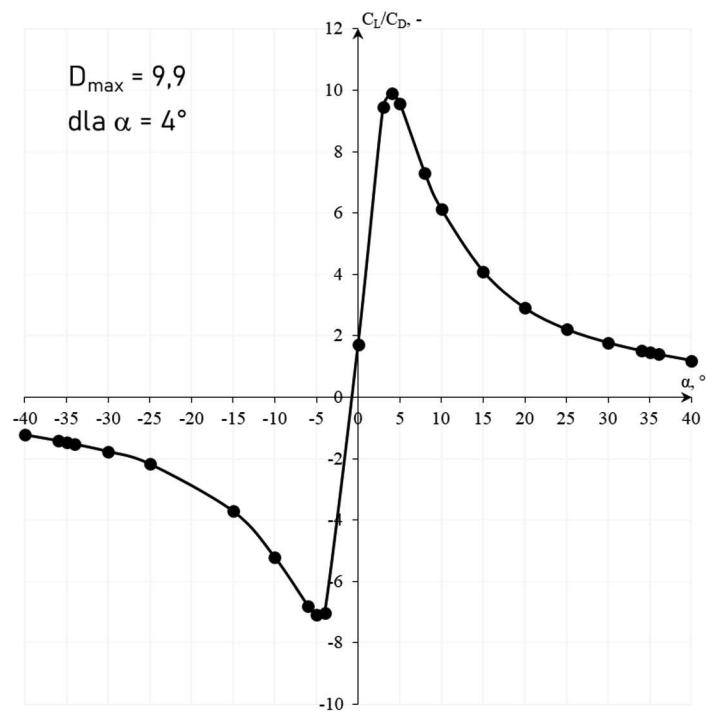
$$V_{min} = \sqrt{\frac{2m_0g}{c_{zmax}\rho S}} \quad (5.3)$$

gdzie: m_0 – masa startowa samolotu, g – przyspieszenie ziemskie, c_{zmax} – maksymalny współczynnik siły nośnej, ρ – gęstość powietrza, S – powierzchnia nośna.

Dane wymagane do obliczenia prędkości minimalnych w kilku przypadkach masowych zostały przedstawione w tabeli 20. Wyniki obliczeń przedstawiono w tabeli 21.

Tabela 20. Dane samolotu wymagane do dalszych obliczeń

Maksymalna masa startowa	m_0	35280	kg
Masa startowa w konfiguracji przewagi powietrznej	m_{0AS}	28503	kg
Masa startowa w konfiguracji gładkiej (bez uzbrojenia)	m_{0C}	27325	kg
Całkowita powierzchnia nośna	S_c	108,77	m ²
Maksymalny współczynnik siły nośnej	c_{Lmax}	0,97005	–

Rys. 26. (a) Charakterystyka $C_L(\alpha)$ modelu samolotu, (b) biegunowa samolotu $C_L(C_D)$ Rys. 27. Doskonałość aerodynamiczna samolotu $L/D(\alpha)$ **Tabela 21.** Minimalne prędkości lotu w kilku konfiguracjach

Wstępne założenie projektowe z uwzględnieniem mechanizacji		≤ 240	km/h
Minimalne prędkości lotu dla otrzymanego współczynnika siły nośnej	Maksymalna masa startowa	263	km/h
	Przewaga powietrzna	237	km/h
	Konfiguracja gładka	232	km/h

Wyznaczone prędkości minimalne ustalonego lotu poziomego w kilku konfiguracjach zbliżone są do założeń projektowych za wyjątkiem maksymalnej masy startowej. Wynika to przede wszystkim z faktu, że zbadany numerycznie model nie był wyposażony w mechanizację skrzydła.

Oprócz krytycznego kąta natarcia w przypadku samolotów myśliwskich można również wyróżnić kąt natarcia, na który pozwala tzw. limiter kąta natarcia. Ogranicznik ten jest wykorzystywany, ponieważ zapewnia on bezpieczeństwo oraz maksymalne możliwości aerodynamiczne samolotu myśliwskiego. Stosuje się go w celu pozostania w zakresie przeciążeń, dla których konstrukcja samolotu została zaprojektowana. Limiter wyznacza również maksymalny kąt natarcia samolotu, dla którego zachowana jest pełna kontrola nad samolotem. Możliwa jest pełna sterowność, a opływ wokół powierzchni sterowych statku powietrznego nie jest w pełni turbulentny. Dla badanego modelu kąt ten został wyznaczony przy użyciu wizualizacji przepływu w oprogramowaniu ParaView.

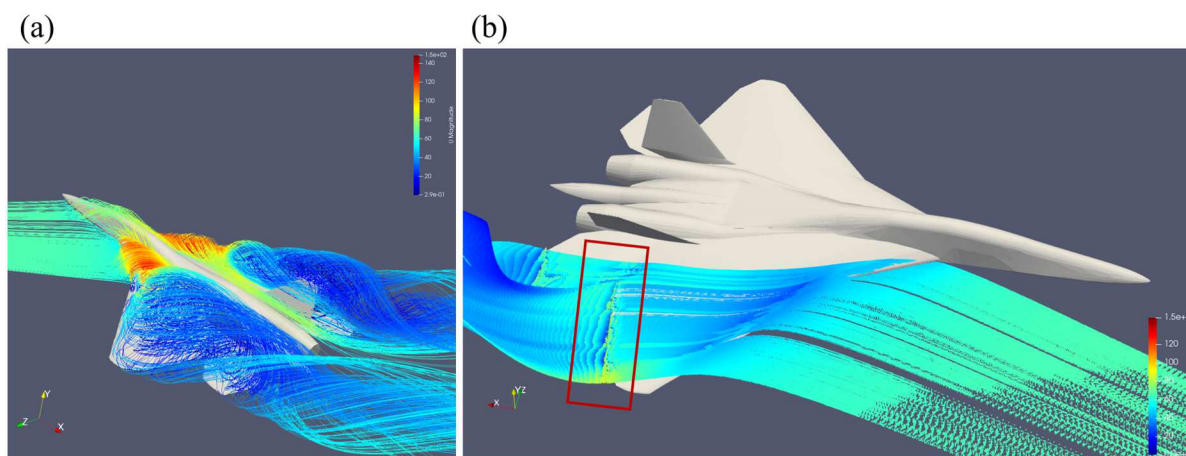
Otrzymane wartości prędkości oraz maksymalne kąty natarcia wyznaczone w badaniach numerycznych porównano z kilkoma samolotami myśliwskimi generacji 4 oraz 4,5, dla których dane te są powszechnie dostępne. Analizę porównawczą przedstawiono w tabeli 22.

Tabela 22. Zestawienie osiągnięć autorskiego samolotu z osiągnięciami innych samolotów podobnego typu

Samolot	Minimalna prędkość lotu [km/h]	Układ	Kąt natarcia z zachowaniem pełnej sterowności	Krytyczny kąt natarcia
CFA Phantom	232	Klasyczny	25**	35**
F-16 Fighting Falcon	230	Klasyczny	25,5	b.d.
F/A-18 Super Hornet	222	Klasyczny	25	40*
Eurofighter Typhoon	203	Kaczka	34	45*
Dassault Rafale	222	Kaczka	29	b.d.

* – wyniki badań eksperymentalnych, ** – bez mechanizacji

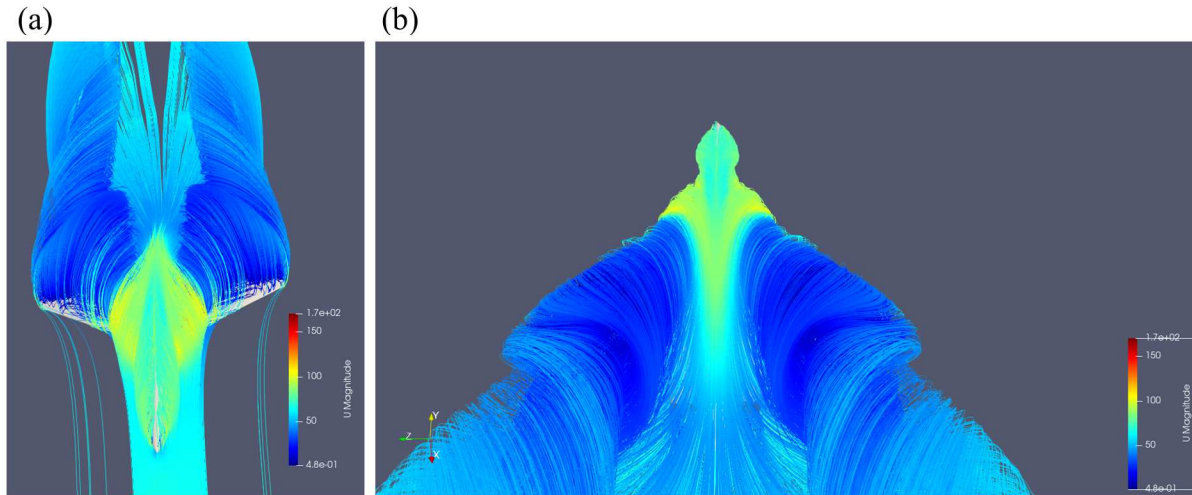
Na rysunkach 28a i 28b przedstawiono wizualizację opływu samolotu dla maksymalnego kąta natarcia, dla którego zachowana jest domniemana pełna sterowność samolotu. W przypadku badanego samolotu kąt ten wynosił $\alpha = 25^\circ$.



Rys. 28. (a) Wyszczególniony opływ wokół LERX dla $\alpha = 25^\circ$, (b) opływ skrzydła delta oraz usterzenia poziomego przez warstwę przyścienną dla $\alpha = 25^\circ$

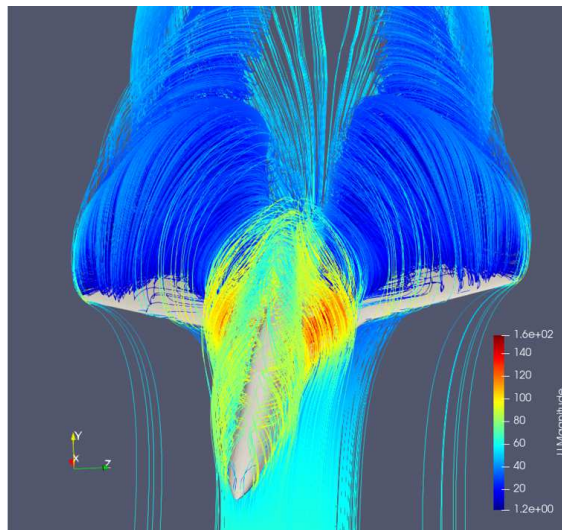
Czerwony prostokąt na rysunku 28b przedstawia obszar, w którym znajdowałyby się potencjalne lotki oraz klapolotki. Kolor linii opływów zdradza, że prędkość przepływu wokół znacznej

części skrzydła nie różni się zbyt wiele od prędkości lotu. Można również zaobserwować pojawianie się pierwszych lokalnych turbulencji w warstwie przyściennej tuż za krawędzią natarcia skrzydła delta. Na rysunkach 29a i 29b przedstawiono linie prądu opływające samolot dla krytycznego kąta natarcia. Przedstawiony opływ odpowiada kątowi $\alpha = 35^\circ$.



Rys. 29. (a) Wyszczególniony opływ wokół LERX dla $\alpha = 35^\circ$, (b) widok z lotu ptaka na obszar wokół LERX dla $\alpha = 35^\circ$

Przy tak wysokim kącie natarcia opływ skrzydeł jest całkowicie turbulentny, a jedynymi elementami samolotu wytwarzającymi siłę nośną zdolną utrzymać go w powietrzu jest skrzydło pasmowe oraz kadłub nośny. Równie interesującym jest także wartość prędkości, którą osiągają strugi powietrza, ponieważ wynosi ona aż 150-170 m/s. Wartość ta jest ponad dwukrotnie większa niż zadana prędkość lotu samolotu. W ramach artykułu, zostały wykonane również wizualizacje dla zakrytycznych kątów natarcia, a na poniższym rysunku przedstawiono opływ samolotu dla kąta natarcia $\alpha = 40^\circ$.



Rys. 30. Opływ samolotu dla zakrytycznego kąta natarcia $\alpha = 40^\circ$

W tym przypadku samolot otoczony jest opływem w pełni turbulentnym i pomimo pracy skrzydła pasmowego warstwa przyścienne odrywa się tuż za krawędzią natarcia skrzydła.

6. Wnioski i rekomendacje do dalszych badań

Na podstawie przeprowadzonych badań oraz analizy wyników wyciągnięto następujące ogólne wnioski dotyczące metodyki badań:

- korzystając z metod numerycznej mechaniki płynów (CFD), można wyznaczyć charakterystyki aerodynamiczne wysokomanewrowych samolotów myśliwskich,
- numeryczna mechanika płynów jest obciążona pewnym błędem wynikowym w porównaniu do badań eksperymentalnych, którego wielkość zależna jest od wykorzystanego modelu turbulencji, jakości siatki numerycznej oraz warunków brzegowych,
- wydajność obliczeniowa współczesnych komputerów w przypadku symulacji 3D o wysokich liczbach Reynoldsa pozwala na zastosowanie jedynie analiz RANS,
- opracowana geometria samolotu wykazuje własności zbliżone do innych samolotów tego samego typu.

Jako kolejny krok badań numerycznych należy zweryfikować dokładność kodu źródłowego oprogramowania OpenFOAM pod kątem wyznaczania nośności wirowej. Uproszczona geometria samolotu powinna zostać wyposażona we wloty silnikowe oraz mechanizację, a następnie ponownie przeanalizowana symulacyjnie w celu otrzymania bardziej realistycznych wyników. Wyniki badań numerycznych należy również zweryfikować przy pomocy badań eksperymentalnych.

Bibliografia

1. MALICKI Ł., *Opracowanie charakterystyk aerodynamicznych samolotu myśliwskiego*, Wrocław, Politechnika Wrocławska, 2018
2. ANDERSSON B., ANDERSSON R., HAKANSSON L., MORTENSEN M., SUDIYO R., VAN WACHEM B., *Computational Fluid Dynamics for Engineers*, Cambridge, Cambridge University Press, 2012
3. RODRIGUEZ S., *Applied Computational Fluid Dynamics and Turbulence Modeling: Practical Tools, Tips and Techniques*, Cham, Springer International Publishing, 2019
4. DILLMANN A., HELLER G., KRÄMER E., WAGNER C., BREITSAMTER C., *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics X: Contributions to the 19th STAB/DGLR Symposium Munich, Germany, 2014*, Cham, Springer International Publishing, 2016
5. MOUKALLED F., MANGANI L., DARWISH M., *The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics: An Advanced Introduction with OpenFOAM and MatLab*, Cham, Springer International Publishing, 2016
6. DANILECKI S., *Projektowanie samolotów*, Warszawa, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, 2000
7. PATURSKI Z., *Przewodnik po projektach z Mechaniki Lotu – wyd. 4.1*, Warszawa, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej – Zakład Mechaniki
8. SPICK M., *Brassey's Modern Fighters*, Lincoln, Potomac Books, 2002
9. JACKSON P., MUNSON K., PEACOCK L., *Jane's All The World's Aircraft 2004-2005*, Coulsdon, Jane's Information Group, 2004

Witryny internetowe:

10. <https://i.stack.imgur.com/8SZjj.gif>
Reguła kątów – porównanie układów aerodynamicznych [dostęp: 11.2022]
11. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca64206-il>
Profil NACA 64-206 [dostęp: 11.2022]
12. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca16006-il>
Profil NACA 16-006 [dostęp: 11.2022]

13. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0012-il>
Profil NACA 0012 [dostęp: 11.2022]
14. <https://www.openfoam.com/documentation/guides/latest/doc/index.html>
OpenFOAM: User Guide [dostęp: 11.2022]
15. <https://www.openfoam.com/documentation/guides/latest/doc/verification-validation-naca0012-airfoil-2d.html>
Turbulent flow over NACA0012 airfoil (2D) [dostęp: 11.2022]
16. <https://www.comsol.com/blogs/which-turbulence-model-should-choose-cfd-application/>
Which Turbulence Model Should I Choose for My CFD Application? [dostęp: 11.2022]
17. <https://www.simscale.com/forum/t/what-is-y-yplus/82394>
What is y^+ (yplus)? [dostęp: 11.2022]
18. <https://www.learncax.com/knowledge-base/blog/by-category/cfd/basics-of-y-plus-boundary-layer-and-wall-function-in-turbulent-flows>
Basics of Y Plus, Boundary Layer and Wall Function in Turbulent Flows [dostęp: 11.2022]
19. <https://www.youtube.com/watch?v=fJDYtEGMgzs>
Wall Functions and How do they work [dostęp: 11.2022]
20. <https://www.simscale.com/forum/t/y-yplus-generate-wall-spacing-for-cfd/82451>
Generate Wall Spacing for CFD
21. https://www.cfd-online.com/Wiki/Y_plus_wall_distance_estimation
 Y^+ wall distance estimation [dostęp: 11.2022]
22. <https://simteq.co.za/blog/targeting-a-specific-y-value-for-your-turbulent-flow-cfd-simulation-part-1/>
Targeting a specific y^+ value for your turbulent flow CFD simulation [dostęp: 11.2022]
23. <https://www.simscale.com/forum/t/layering-for-yplus-of-less-than-1/83022/12>
Layering for y^+ of less than 1 [dostęp: 11.2022]
24. http://www.ingaero.uniroma1.it/users/ingaero/joomla/attachments/683_filippone.pdf
Data and performances of selected aircraft and rotorcraft [dostęp: 11.2022]
25. <https://ntrl.ntis.gov/NTRL/dashboard/searchResults/titleDetail/ADA177941.xhtml>
Evaluation of the Angle of Attack Limiter of the F-16 C/D Aircraft [dostęp: 11.2022]
26. <http://www.f-16.net/forum/viewtopic.php?t=3028>
Stall speed of an F-16 [dostęp: 11.2022]
27. <https://info.publicintelligence.net/F18-EF-200.pdf>
NATOPS flight manual, performance data of navy model F/A-18E/F and up aircraft [dostęp: 11.2022]
28. https://trace.tennessee.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=3700&context=utk_gradthes
F/A-18 External Configuration Effects on High Angle of Attack Departure Resistance [dostęp: 11.2022]
29. <https://www.nasa.gov/centers/dryden/pdf/88489main.H-2149.pdf>
The F/A-18 High-Angle-of-Attack Ground-to-Flight Correlation: Lessons Learned [dostęp: 11.2022]
30. http://www.doppeladler.com/oebh/eurofighter.htm?eurofighter_tech.htm
Der Eurofighter Typhoon (Taifun) [dostęp: 11.2022]
31. <http://gnanavelaviator.blogspot.com/2014/06/eurofighter-typhoon.html?m=1>
Gnanam's Tech Precinct: Eurofighter Typhoon [dostęp: 11.2022]
32. <http://www.ccsenet.org/journal/index.php/mas/article/download/0/0/38038/38510>
Sukhoi SU-47 Berkut and Eurofighter Typhoon Models Flow Visualization and Performance Investigation Using GAMA Water Tunnel [dostęp: 11.2022]

33. <https://www.dassault-aviation.com/en/defense/rafale/specifications-and-performance-data/>
Rafale specifications and performance data [dostęp: 11.2022]
34. <https://www.flightglobal.com/flight-test-dassault-rafale-rampant-rafale/90047.article>
Flight test: Dassault Rafale – Rampant Rafale [dostęp: 11.2022]

Numerical studies of an author's custom fighter aircraft

The report presents numerical research related to the design of an unmanned combat aerial vehicle based on the shape of the 5th generation fighter jets, whose key features are the smallest possible radar cross section and high maneuverability. The simulations carried out concerned aerodynamics of the aircraft in steady flight at stall velocity. The simulation tests were performed by using the OpenFOAM open-source software and their aim was to develop aerodynamic characteristics of a 3D model of the designed airplane. A series of works related to preparation of the numerical model, preparation of geometry and the process of generating a numerical grid are presented. Particular attention is paid to the influence of numerical mesh density and dimensionless wall distance y^+ parameter on quality of the results. The obtained test results were analyzed and the selected characteristic values were then compared to other aircraft of the same type. In order to more precisely observe the phenomena occurring around the model, flow visualizations are presented, which illustrate the principles of operation of the applied aerodynamic solutions.