

BADANIA NUMERYCZNE WPŁYWU KONFIGURACJI MECHANIZMU STEROWANIA WIRAMI KRAWĘDZIOWYMI NA AERODYNAMIKĘ SAMOŁOTU MYŚLIWSKIEGO

ŁUKASZ MALICKI

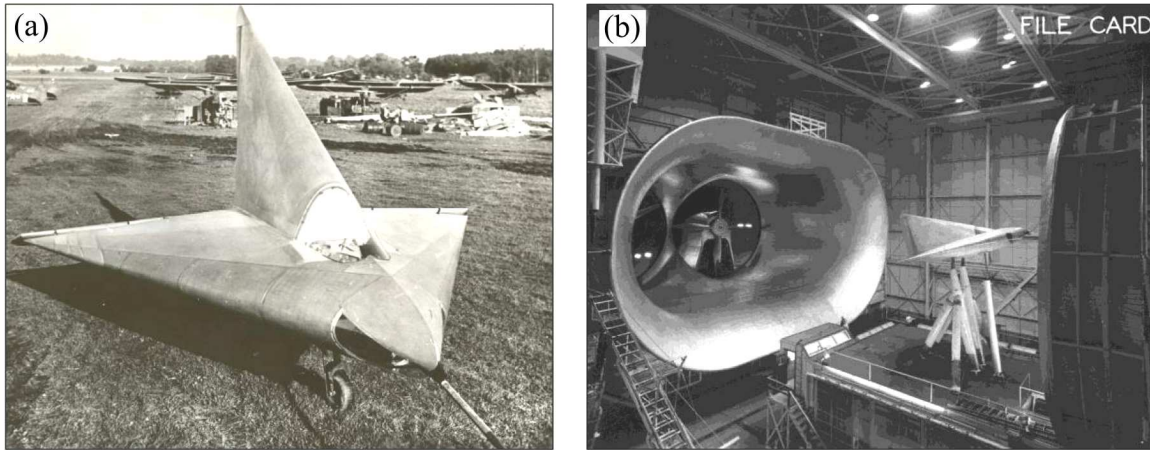
Politechnika Wroclawska, Katedra Kriogeniki i Inżynierii Lotniczej, Wrocław
e-mail: lukasz.malicki@pwr.edu.pl

Referat omawia nowatorski rodzaj mechanizmu sterowania wirami krawędziowymi (LEVCON) oraz jego potencjalny wpływ na aerodynamikę wysokomanewrowych samolotów myśliwskich. W ciągu ostatnich lat LEVCON zdobył popularność w kontekście samolotów wojskowych, stanowiąc swego rodzaju ewolucję skrzydła pasmowego (LERX) oraz innych koncepcji, takich jak klapy wirowe (vortex flaps) czy klapy wierzchołkowe (apex flaps). Głównym celem mechanizmu LEVCON jest generowanie tzw. nośności wirowej, lecz w szerszym zakresie kątów natarcia niż LERX, jednocześnie pełniąc przy tym funkcję dodatkowych powierzchni sterowych, które mają za zadanie zwiększać możliwości manewrowe samolotów bojowych. Referat przedstawia również wyniki przeprowadzonych badań numerycznych, które oparto na niestandardowej geometrii samolotu myśliwskiego wyposażanego zarówno w skrzydło delta, jak i mechanizm sterowania wirami krawędziowymi. Badania CFD przeprowadzono przy użyciu oprogramowania OpenFOAM, a symulacje miały na celu odwzorować lot samolotu w warunkach przeciągnięcia. Analiza wyników podkreśla korzyści z wprowadzenia mechanizmu sterowania wirami krawędziowymi do badanej geometrii samolotu myśliwskiego, co potwierdza znacząca poprawa w kontekście generowanej siły nośnej, jak i zwiększenie krytycznego kąta natarcia. Dzięki numerycznej mechanice płynów możliwe było zbadanie wpływu różnych konfiguracji mechanizmu LEVCON, co rzuciło światło na ich pozytywny wpływ na wysokomanewrowe samoloty bojowe.

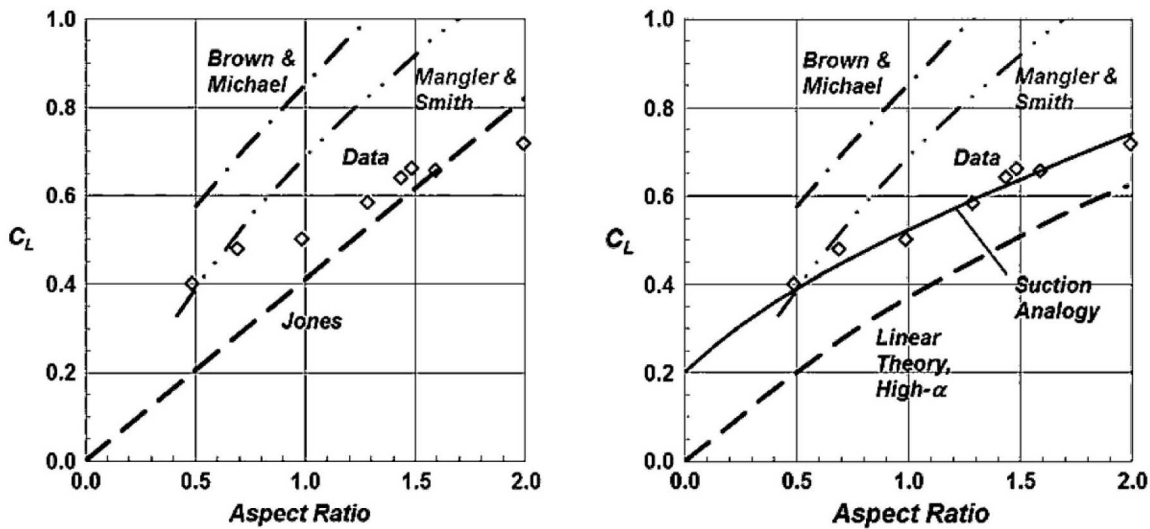
1. Wstęp

Przełom w rozwoju i zrozumieniu koncepcji nośności wirowej rozpoczął się wraz z rewolucją projektową wynikającą z zapotrzebowania na wojskowe samoloty naddźwiękowe, które miało miejsce po II wojnie światowej [1]. Było to bezpośrednio związane z rozwojem skrzydeł delta [2]. Do tego momentu zrozumienie pewnych korzyści płynących ze skosu skrzydła pozostawało w dużej mierze nieznaną, aż do przeprowadzenia analizy teoretycznej przez Jonesa [3, 4] w latach 1945-1946. W tym samym okresie odkryto nietypową konfigurację ze skrzydłem delta, znaną jako DM-1, którą w 1944 roku zaprojektował Alexander Lippisch [2, 5]. DM-1 różnił się od dzisiejszych tradycyjnych skrzydeł delta, ponieważ jego skrzydła składały się z profili o dużej grubości, a krawędzie natarcia były zaokrąglone [6-8].

Badania eksperymentalne na skrzydłach delta zapoczątkowały równoczesny rozwój modeli matematycznych, których celem była interpretacja, zrozumienie i odwzorowanie osiągniętych wyników [10]. Pierwszym punktem zaczepnym była wspomniana wcześniej teoria smukłego skrzydła Jonesa z 1946 roku [4]. Znaczny przyrost w modelowaniu wirów krawędziowych nastąpił w latach 1966-1979, w co znaczny wkład miał Polhamus [11-14]. Analogia zasysania Polhamusa dostarczyła pierwszych dokładnych i ogólnych przewidywań nośności wirowej dla skrzydeł delta. W przypadku skrzydła delta o wydłużeniu $AR = 2$, występowały pewne rozbieżności między wynikami eksperymentów a modelem Polhamusa, które prawdopodobnie były spowodowane efektem rozpadu wiru.



Rys. 1. (a) DM-1 – szybowiec ze skrzydłem delta [9], (b) DM-1 w NACA Full Scale Wind Tunnel [9]

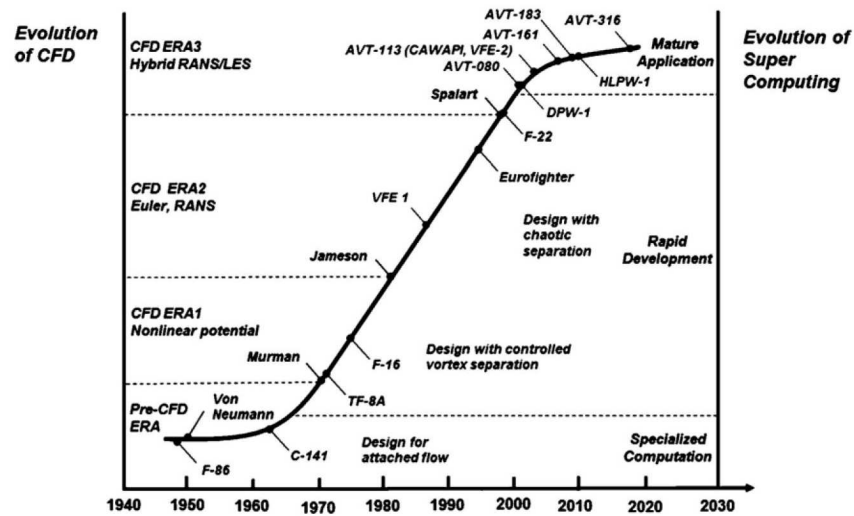


Rys. 2. Porównanie modeli z danymi eksperymentalnymi $Ma \approx 0$, $\alpha = 15^\circ$ [1, 3, 4, 12]

Badania oraz modelowanie matematyczne przyczyniły się do zrozumienia przepływów wirów wokół skrzydeł pasmowych. Inne oceny konfiguracji przy użyciu analogii zasysania Polhamusa były na ogół przydatne w oszacowywaniu sił i momentów. Szacunki sił były dość dokładne, natomiast szacunki momentów nie zawsze były tak precyzyjne, ale nadal pozostawały użyteczne. Obliczenia były proste do wykonania i szybkie do przetworzenia na ówczesnych komputerach. Jednak nadal istniała potrzeba przewidywania rozkładów ciśnienia powierzchniowego dla skrzydeł z przepływami wirowymi wywołanymi separacją [10].

W latach 80. i 90. XX wieku zdolności obliczeniowe szybko się rozwijały, umożliwiając uwzględnienie trójwymiarowych rozwiązań równań Naviera-Stokesa. Technologia rozwiązania równań Eulera ustanowiła drogę do rozwiązania trójwymiarowych równań RANS. Głównymi wyzwaniem były jednak wysokie koszty obliczeniowe związane z rozwiązywaniem efektów lepkości w małej skali oraz potrzeba przybliżonego modelowania turbulencji. Techniki rozwiązania skupiały się na aproksymacjach cienkiej warstwy przyściennej w równaniach RANS jako jednego ze sposobów na zmniejszenie potrzeb związanych z rozdzielczością lepkości, a ulepszone technologie generowania siatek jako drugi sposób. Opracowano również ulepszone algorytmy (solvery), podczas gdy superkomputery rozwijały się pod względem prędkości i możliwości obliczeniowych. Wspólnie te trendy uczyniły numeryczne rozwiązywanie trójwymiarowych równań

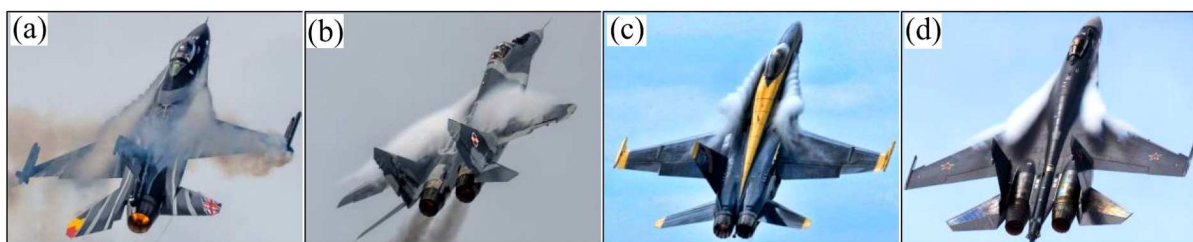
Naviera-Stokesa wykonalnym w ciągu zaledwie kilku lat od przełomu technologii rozwiązania równań Eulera [10].



Rys. 3. Rozwój CFD na przestrzeni lat [10]

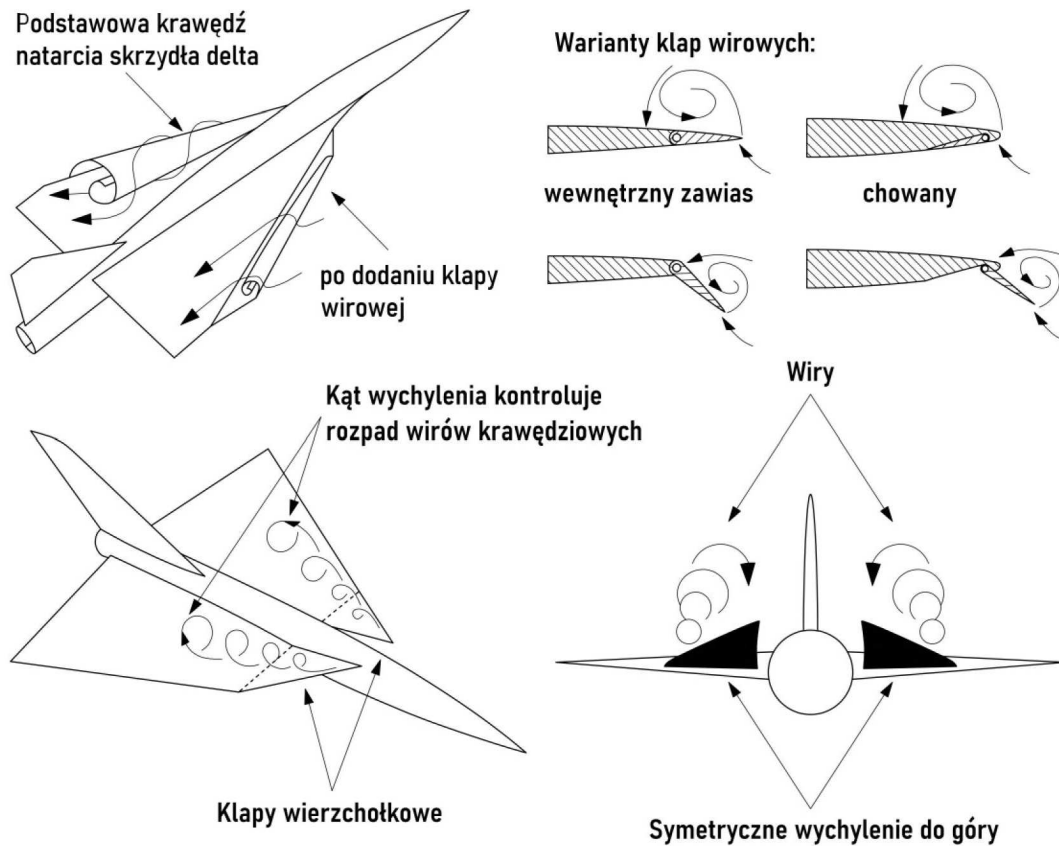
2. Geneza mechanizmu sterowania wirami krawędziowymi LEVCON

Kontrolery wirów LEVCON są swoistym połączeniem skrzydeł pasmowych z klapami wirowymi. Można w nich również dostrzec pewną analogię do canardów, czyli usterzenia wysokości w układzie aerodynamicznym kaczki. W latach 70. nastąpił znaczący rozwój skrzydeł pasmowych (LERX), które zostały zastosowane w większości samolotów myśliwskich, takich jak F-16, F/A-18, Su-27 czy MiG-29. W skrzydłach pasmowych generacja wirów zależy głównie od kąta natarcia samolotu, dlatego też ich skuteczność wzrasta przy wysokich kątach natarcia. Natomiast w przypadku LEVCON dodatkowo można sterować wirami poprzez wychyłanie mechanizmu, co poszerza użyteczny zakres kątów natarcia, w którym możliwe jest manipulowanie nośnością wirową.



Rys. 4. Skrzydła pasmowe samolotów (a) F-16, (b) MiG-29 (c) F/A-18 (d) Su-35S (wer. roz. Su-27) [15–18]

Rozwój LEVCON był również wynikiem koncepcji klap wirowych i klap wierzchołkowych, nazywanych czasami klapami szczytowymi, opracowanych przez dr Dhanvada Rao między 1978 a 1983 rokiem. Rao zaproponował kilka koncepcji kłapy wirowej, które obejmowały koncepcje z zawiasem oraz wychyłane z dolnej powierzchni skrzydła [19]. Drugą koncepcją były kłapy wierzchołkowe, które obejmowały część wierzchołkową skrzydła delta [20]. W zależności od kierunku wychylenia (w górę lub w dół), kłapy te mogły generować dodatnią lub ujemną siłę nośną oraz moment pochylający. Były one także w pełni kontrolowalne niezależnie od kąta natarcia, co było kluczowe dla ich efektywności.



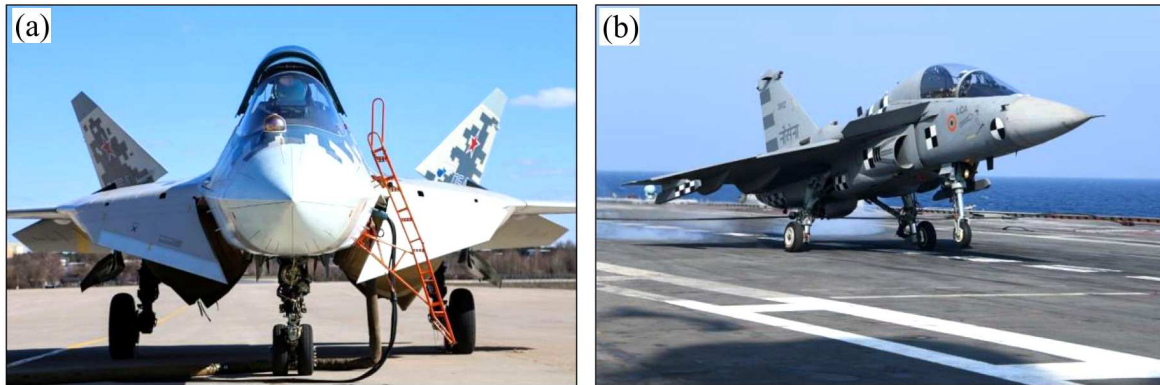
Rys. 5. Koncepcje Rao dotyczące dolnych klap wirowych oraz klap wierzchołkowych [19, 20]

Klapy wirowe są umiejscowione fizycznie bliżej konwencjonalnych klap przednich, czyli na krawędzi natarcia skrzydła delta. Mogą być wychylane symetrycznie lub asymetrycznie, ale w zależności od wariantu mogą wychylać się tylko w górę lub tylko w dół. Natomiast klapy wierzchołkowe, kolejna koncepcja, mogą działać tylko symetrycznie, wychylając się zarówno w górę, jak i w dół.

Główną różnicą między LEVCONami a klapami wirowymi czy szczytowymi jest większa swoboda w ich wychylaniu. LEVCONy nie tylko służą do generowania większej nośności wirowej, ale także mają wpływ na manewrowość samolotu. Przy wychylaniu symetrycznym można modyfikować moment pochylający, podczas gdy przy wychylaniu asymetrycznym można modyfikować moment przechylający, co pozwala na działanie podobne do powierzchni sterowych, takich jak lotki czy canardy. Teoretycznie istnieje także możliwość wychylania różnicowego, co pozwala zwiększyć opór na jednym skrzydle i modyfikować moment kierunkowy, choć jest to kwestia zależna od konstrukcji. LEVCONy mogą być również wykorzystywane do trzymowania samolotu oraz do odzyskiwania kontroli nad nim po przeciągnięciu. Ich wszechstronność w zakresie manipulacji siłami aerodynamicznymi czyni je istotnym elementem w zaawansowanych konstrukcjach lotniczych.

Bezpośrednie i zwięzłe wnioski dotyczące LEVCON nie zostały jeszcze sformułowane w badaniach publicznych. W rzeczywistości to rozwiązanie aerodynamiczne może mieć większe znaczenie w badaniach niejawnych, ponieważ obecnie jest wdrażane tylko w jednym operacyjnym typie samolotu: rosyjskim Sukhoi Su-57. Drugim przypadkiem użycia jest wersja morska indyjskiego LCA Tejas, lecz ten samolot nie opuścił fazy prototypowej.

Oprócz poprawy właściwości, takich jak lot z wyższymi kątami natarcia i zmniejszenie prędkości przeciągnięcia, LEVCONy mogą również oferować wyższą doskonałość aerodynamiczną w szerszym zakresie kątów natarcia [23], wyższe prędkości zakrętu utrzymywanego [24] oraz



Rys. 6. (a) Sukhoi Su-57 – LEVCONy symetrycznie wychylone do dołu [21]. (b) Prototyp Navy Tejasa lądujący na lotniskowcu – LEVCONy symetrycznie wychylone do góry [22]

zwiększoną kontrolę kierunkową [25]. Potencjalne zastosowania LEVCON są rozległe, a rozwiązanie to ma obiecujące możliwości, które mogą przynieść różnorodne korzyści przyszłym myśliwcom [26]. Naukowcy już zaczęli uwzględniać to urządzenie w modelach samolotów, które badają [27-29]. Obliczeniowa mechanika płynów (CFD) odgrywa kluczową rolę w takich badaniach, ze względu na swoje zalety, takie jak niższe koszty badań, efektywność czasowa i uproszczenie fazy prototypowej przed testami w tunelu aerodynamicznym [30,31]. Dotychczasowe badania odnoszące się do mechanizacji LEVCON są prowadzone głównie w ośrodkach badawczych realizujących je na potrzeby sektora wojskowego, takich jak DLR (Niemiecka Agencja Kosmiczna) [27-33] czy ONERA (Francuskie Krajowe Biuro Studiów i Badań Aeronautycznych) [34-36].

3. Platforma do badań numerycznych – model 3D samolotu

Symulacje numeryczne wykorzystają niestandardową geometrię samolotu myśliwskiego, opracowaną na podstawie analizy porównawczej wybranych myśliwców generacji 4.5 i 5 [37]. W ramach tej analizy porównano przeznaczenie, wymiary, masę oraz parametry lotu badanych maszyn. Zebrane informacje przyczyniły się do opracowania założeń projektowych dla niestandardowego samolotu. Jednym z wyników tego procesu było stworzenie trójwymiarowego modelu bezzałogowego myśliwca o nazwie FCA Phantom. Kluczowe wymagania dla projektu obejmowały wysoką manewrowość oraz kształt oddający w pewnym stopniu geometrie nowoczesnych samolotów myśliwskich. Szczegółowe informacje dotyczące konfiguracji aerodynamicznej dostępne są w tabeli 1.

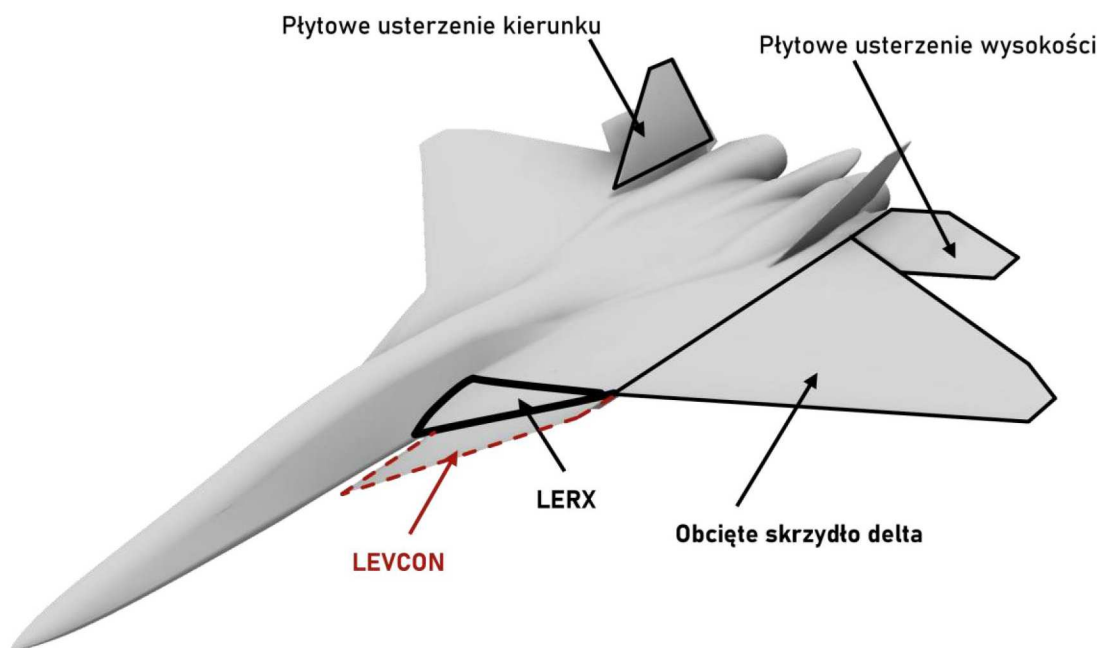
Zaprojektowany samolot FCA Phantom to bezzałogowy samolot myśliwski/platforma do badań mechanizmu sterowania wirami krawędziowym LEVCON. Konstrukcja jest w układzie klasycznym oraz posiada kadłub nośny, obcięte skrzydło delta, skrzydło pasmowe (LERX), kontrolery wirów krawędziowych (LEVCON) oraz płytowe usterzenia wysokości i kierunku. Model 3D do badań CFD przedstawiony jest na rys. 7.

Przed przeprowadzeniem badań numerycznych, w strukturę samolotu zostało już zintegrowane skrzydło pasmowe (LERX). Chociaż istotne ulepszenia mogą być osiągnięte poprzez dodanie klap przednich oraz klapolotek, niniejsze badanie skupiają się wyłącznie na różnicach we współczynnikach aerodynamicznych i cechach przepływu wokół skrzydła pomiędzy samolotem wyposażonym jedynie w skrzydło pasmowe oraz tym samym modelem samolotu wyposażonym dodatkowo w kontrolery wirów LEVCON.

Podczas pre-processingu poprzedzającego symulacje CFD trójwymiarowy model został pozabawiony wszelkiej zewnętrznej awioniki, takich jak systemy wyszukiwania i śledzenia podcierwieni (IRST) oraz systemy ostrzegania przed zbliżającymi się pociskami (MAWS). Wloty po-

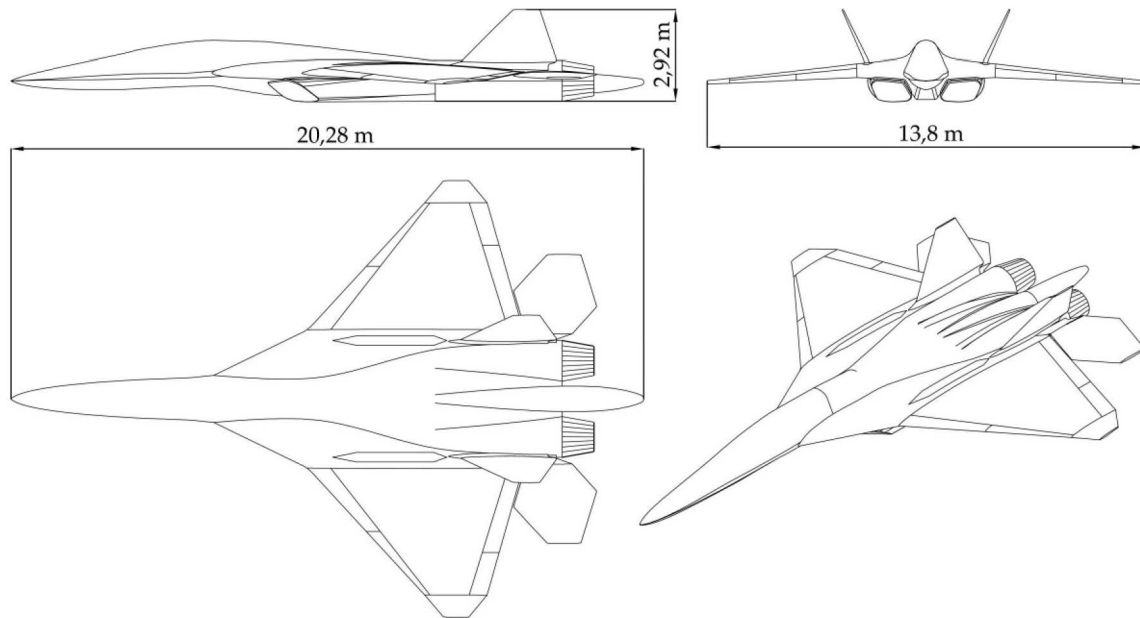
Tabela 1. Układ aerodynamiczny samolotu FCA Phantom

Nazwa	Wielkość
Układ aerodynamiczny	układ klasyczny
Profil skrzydła	NACA 64-206
Profil usterzeń	NACA 16-006
Kształt skrzydła	obcięte skrzydło delta, skrz. pasmowe
Możliwa mechanizacja skrzydła	klapolotki, klapy przednie
Możliwe powierzchnie sterowe	lotki, LEVCON
Usterzenie samolotu	płytowe usterzenia wysokości i kierunku
Wektorowanie ciągu	trójwymiarowe
Kąt skosu krawędzi natarcia skrz. pasmowego	64°
Kąt skosu krawędzi natarcia skrzydła delta	42°
Kąt skosu skrzydła delta	30°
Kąt ścięcia skrzydła delta	42°
Kąt spływu skrzydła delta	17°
Zwicherung aerodynamiczne	brak
Skręcenie geometryczne skrzydła delta	-7°
Kąt wzniosu skrzydła delta	-3°
Kąt zaklinowania skrzydła delta	1°
Średnia cięciwa aerodynamiczna	7,69 m
Rozpiętość płata	13,8 m
Pole powierzchni skrzydła delta	77,7 m ²
Wydłużenie	2,45
Zbieżność skrzydła (C_k/C_p)	0,08
Długość samolotu	20,28 m
Wysokość samolotu (bez podwozia)	2,92 m

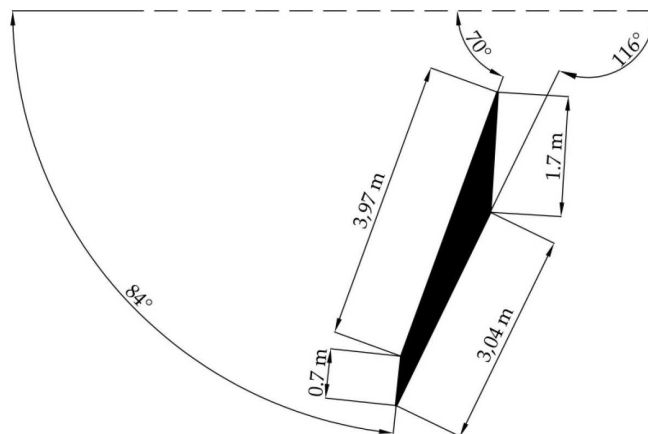


Rys. 7. Model 3D samolotu do badań numerycznych wyposażony w kontrolery wirów krawędziowych

wietrza i dopalacze zostały zaślepione, gdyż wpływ silników nie był brany pod uwagę w symulacjach aerodynamicznych. Dodatkowo ostre krawędzie zostały zaokrąglone z bardzo małym promieniem, aby zapewnić 100% pokrycie warstwy wokół całego samolotu. Podstawowe rzuty ostatecznej sylwetki samolotu, uzyskanej w fazie przygotowania przed symulacjami CFD, zostały przedstawione na rys. 8.



Rys. 8. Główne wymiary i zarys modelu samolotu do badań CFD



Rys. 9. Główne wymiary kontrolera wirów LEVCON

4. Model numeryczny

W niniejszej pracy przepływ został zamodelowany poprzez rozwiązanie równań Naviera-Stokesa w stanie ustalonym i dla płynu nieściśliwego

$$(\mathbf{u}\nabla)\mathbf{u} = -\nabla\left(\frac{p}{\rho}\right) + \nu\nabla^2\mathbf{u} \quad (4.1)$$

oraz równania ciągłości wyrażonego jako

$$\nabla\mathbf{u} = 0 \quad (4.2)$$

gdzie: \mathbf{u} – wektor wypadkowy prędkości płynu, ρ – gęstość płynu, p – ciśnienie dynamiczne, ν – lepkość kinematyczna.

Aby uniknąć zakłóceń w przepływie, w równaniu (4.1) nie uwzględniono terminu grawitacji [38]. Równania (4.1) i (4.2) zostały zdyskretyzowane za pomocą metody objętości skończonych (FVM). Symulacje numeryczne zostały przeprowadzone przy użyciu OpenFOAM 8, darmowego narzędzia C++ zaprojektowanego głównie do opracowywania niestandardowych rozwiązań numerycznych. Dodatkowo, OpenFOAM oferuje narzędzia do przetwarzania wstępnego (ang. pre-processing) i końcowego (ang. post-processing), które służą do rozwiązywania problemów związanych z mechaniką kontinuum [39]. W badaniach przeprowadzonych w niniejszej pracy zastosowano algorytm rozwiązania SIMPLE (ang. Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations) [40]. Wybrany model turbulencji to k - ω SST (ang. Shear Stress Transport), powszechnie uznawany za standard w przemyśle [41-43], który łączy zalety zarówno modelu k - ω Wilcoxa, jak i modelu k - ε , wykorzystując tzw. funkcję mieszania (ang. blending function). Forma konwekcyjna równań dla modelu k - ω SST w stanie ustalonym jest wyrażona następująco [44, 45]

$$\begin{aligned}\nabla(\mathbf{u}k) &= \frac{P}{\rho} - \beta^* \omega k + \nabla[(\nu + \sigma_k \nu_t) \nabla k] \\ \nabla(\mathbf{u}\omega) &= \frac{\gamma}{\mu_t} P - \beta \omega^2 + \nabla \cdot [(\nu + \sigma_\omega \nu_t) \nabla \omega] + 2(1 - F_1) \frac{\sigma_\omega^2}{\omega} \nabla k \nabla \omega\end{aligned}\quad (4.3)$$

gdzie: k – turbulentna energia kinetyczna, ω – szybkość dyssypacji turbulencji, μ_t – lepkość turbulentna wirów, ν – lepkość kinematyczna, ν_t – turbulentna lepkość kinematyczna, σ_k , σ_ω – turbulentna liczba Prandtla odpowiednio dla k i ω , P – termin produkcji, F_1 – funkcja mieszania.

Zmienne β , β^* , γ , σ_k , σ_ω oraz σ_{ω^2} są stałymi i ich wartości są znane.

Interpretacja wyników z kodu OpenFOAM odbyła się za pomocą poniższych wyrażeń [46]

$$C_L = \frac{F_L}{A_{ref} p_d} \quad C_D = \frac{F_D}{A_{ref} p_d} \quad C_M = \frac{M}{A_{ref} l_{ref} p_d} \quad (4.4)$$

oraz

$$p_d = \frac{\rho_{ref} \mathbf{u}^2}{2} \quad p_k = \frac{p_d}{\rho} \quad (4.5)$$

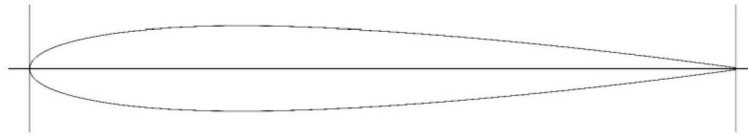
gdzie: F_L – siła nośna, F_D – siła oporu, M – moment pochylający, A_{ref} – powierzchnia nośna, l_{ref} – długość charakterystyczna, p_d – ciśnienie dynamiczne, p_k – ciśnienie kinematyczne, ρ_{ref} – gęstość referencyjna płynu, \mathbf{u} – wektor wypadkowy prędkości płynu.

Dla przypadków niesściśliwych, równania (4.4) rozwiązywane są poprzez zastosowanie ciśnienia kinematycznego p_k [46].

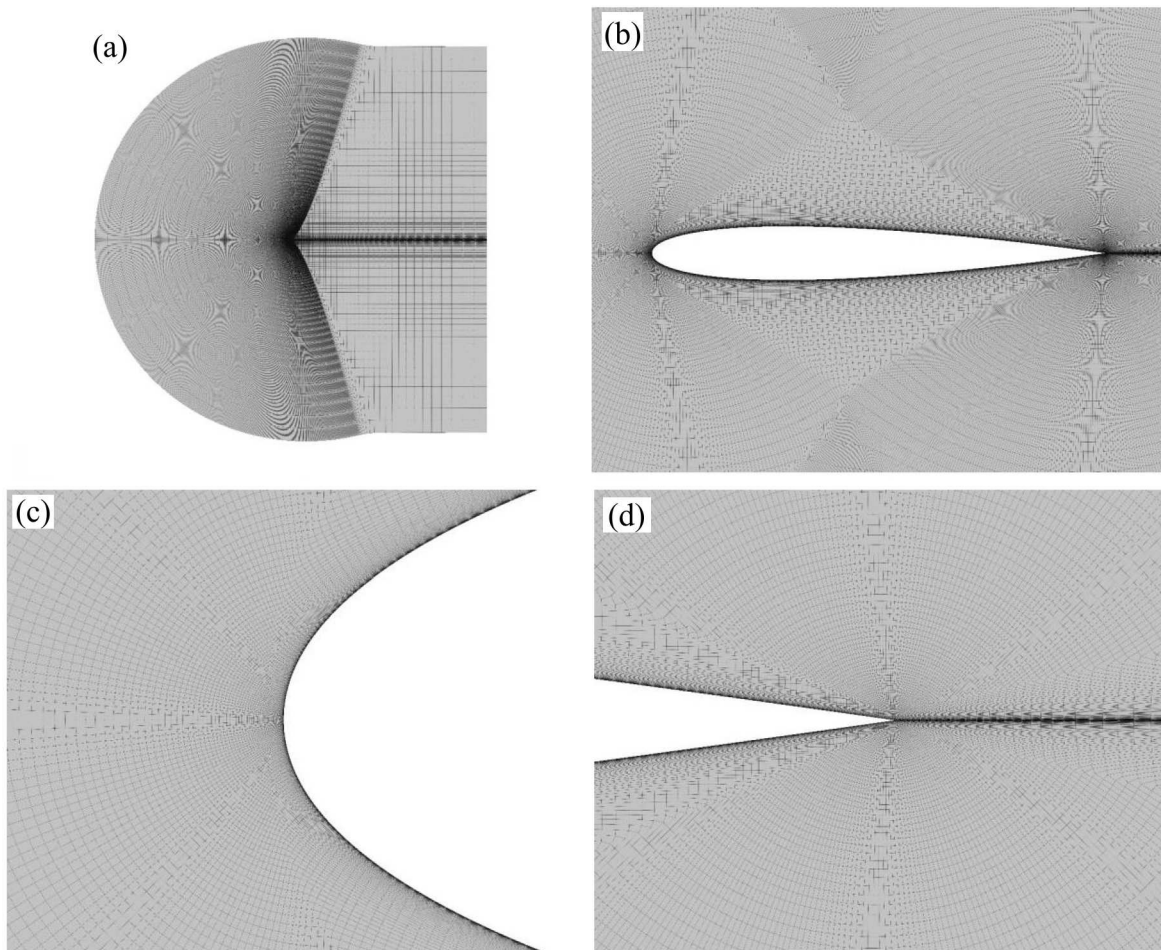
5. Walidacja modelu numerycznego

Aby opracować niezawodny model matematyczny, konieczna jest walidacja. W tym celu przeprowadzono weryfikację profilu NACA 0012. Jest to symetryczny profil o maksymalnej grubości wynoszącej 12% długości cięciwy, zlokalizowanej w 30% długości cięciwy. Przekrój tego profilu jest przedstawiony na rys. 10.

Szczegółowe informacje dotyczące przypadku walidacyjnego można znaleźć na stronie internetowej NASA [47] oraz stronie internetowej oprogramowania OpenFOAM [48]. Model obliczeniowy, przygotowany zgodnie z podanymi wytycznymi, powinien zapewniać wyniki zbliżone do danych eksperymentalnych. Jedyną modyfikacją w tej walidacji było zastąpienie modelu turbulencji Spalart-Allmaras modelem k - ω SST. Aby zminimalizować zależność wyników od siatki,



Rys. 10. Profil NACA 0012



Rys. 11. Siatka numeryczna dla walidacji profilu NACA 0012: (a) domena obliczeniowa, (b) siatka w pobliżu profilu, (c) rejon krawędzi natarcia, (d) rejon krawędzi spływu

użyto przekształconej siatki FAMILY II (2-D) 897 x 257 NASA [49]. Graficzne przedstawienie siatki można zobaczyć na rys. 11.

Przypadki walidacyjne symulowały przepływ zewnętrzny wokół dwuwymiarowej (2D) geometrii profilu lotniczego w stanie ustalonym. Dane dotyczące charakterystyk przepływu można znaleźć w tabeli 2.

Aby zaimplementować model $k-\omega$ SST, w oprogramowaniu OpenFOAM można zastosować dwie strategie. Model z funkcją tzw. low-Re (bez funkcji ściany), który jest odpowiedni dla siatek, gdzie bezwymiarowa odległość od ściany $y^+ \leq 1$. Drugi model tzw. high-Re (z funkcją ściany) jest najbardziej odpowiedni dla siatek, gdzie $y^+ > 30$. W OpenFOAM niektóre funkcje ściany są kompatybilne z obiema strefami y^+ , które automatycznie przełączają model na podstawie wartości y^+ odczytanej podczas symulacji. Siatka NASA jest zdefiniowana jako posiadająca $y^+ < 1$, co wskazuje, że warunki brzegowe (BC) dla modelu low-Re powinny być zaimplementowane. Niemniej jednak, obie strategie zostały porównane.

Tabela 2. Właściwości przepływu dla walidacji profilu NACA 0012

Nazwa	Wielkość
Typ przepływu	zewnątrzny przepływ 2D w stanie ustalonym
Rodzaj płynu	płyn Newtonowski, jednofazowy, nieściśliwy
Materiał	powietrze o temperaturze $T = 20^\circ\text{C}$
Lepkość kinematyczna płynu	$\nu = 8,58 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$
Liczba Reynoldsa	$\text{Re} = 6\,000\,000$
Liczba Macha	$\text{Ma} = 0,15$
Prędkość dźwięku w ośrodku	$a = 343,21 \text{ m/s}$
Wypadkowa prędkość przepływu	$u = 51,4815 \text{ m/s}$
Długość charakterystyczna (ciężiwa)	$c = 1 \text{ m}$

Dla wlotu i wylotu zaleca się użycie warunków brzegowych dla przepływu swobodnego (freestream), które mają dwie różne możliwości. Gdy przepływ na granicy opuszcza domenę, stosuje się warunek zerowego gradientu (zeroGradient). W przeciwnym przypadku przypisuje się ustaloną prędkość (tzw. fixedValue), a kierunek przepływu zależy od wartości wejściowych. Warunki brzegowe dla walidacji profilu NACA 0012 znajdują się w tabeli 3.

Tabela 3. Warunki brzegowe dla walidacji profilu NACA 0012

BC	\mathbf{u} [m/s]	p [m^2/s^2]	ν_t [m^2/s]	k [m^2/s^2]	ω [1/s]
Wlot/ wylot	$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial n} = \mathbf{0}$ $\wedge \mathbf{u} = [u_x, u_y]$	$\frac{\partial p}{\partial n} = 0$ $\wedge p = 0$	model k - ω	$\frac{\partial k}{\partial n} = 0$ $\wedge k = 0,0011$	$\frac{\partial \omega}{\partial n} = 0$ $\wedge \omega = 96,4$
Ściany boczne	empty	empty	empty	empty	empty
Profil	$u = 0$	$\frac{\partial p}{\partial n} = 0$	$\nu_{t\text{wall}} = 0$	$k_{\text{wall}} = 0$	$\omega_{\text{wall}} = 7 \cdot 10^{11}$

Składowe prędkości u_x , u_y są obliczane na podstawie wielkości prędkości oraz kąta natarcia α . Równania dla k , ω , ω_{wall} są zaczerpnięte z przewodnika użytkownika OpenFOAM [45] i przedstawione poniżej

$$[u_x, u_y] = [u \cos \alpha, u \sin \alpha] \quad k = \frac{3}{2}(uI)^2 \quad (5.1)$$

oraz

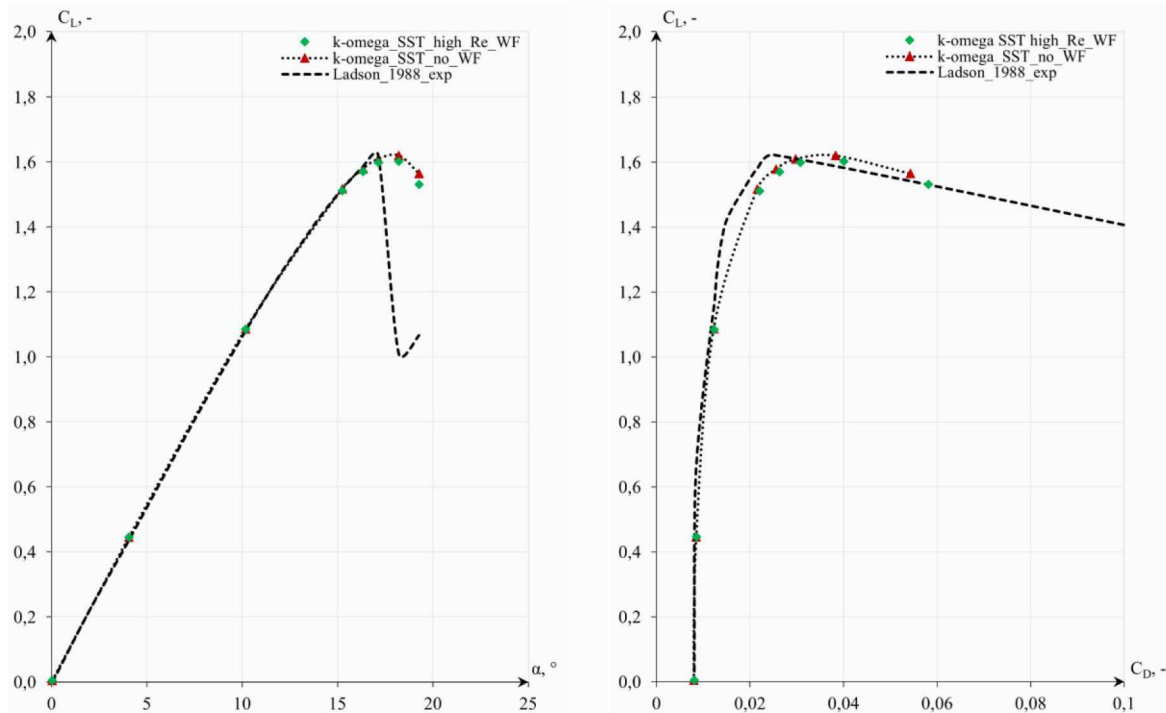
$$\omega = \frac{k^{0.5}}{C_\mu^{0.25} L} \quad \omega_{\text{wall}} = \frac{6\nu}{\beta_1 y^2} \quad (5.2)$$

gdzie: I – intensywność turbulencji, u – prędkość płynu, L – odniesienie skali długości, ν – lepkość kinematyczna, y – odległość normalna do ściany, C_μ , β_1 – stałe.

Wartości współczynnika oporu obliczane za pomocą modeli RANS są zazwyczaj wyższe niż te mierzone w tunelach aerodynamicznych, ponieważ te modele zakładają turbulentną warstwę przyścienną na całej powierzchni profilu aerodynamicznego. Jednakże w rzeczywistości warstwa przyścienna zaczyna się jako laminarna w przedniej części profilu, aby później przechodzi w stan turbulentny. Ponieważ tarcie przyścienne w warstwie laminarnej jest niższe niż w warstwie turbulentnej, wartości oporu mierzone w tunelach aerodynamicznych są zazwyczaj niższe niż te uzyskiwane w symulacjach CFD.

Aby rozwiązać ten problem, do krawędzi natarcia profilu często przymocowuje się drut, który powoduje, że warstwa przyścienna staje się turbulentna od samego początku. Eksperymenty przeprowadzone w ten sposób zazwyczaj dają wyniki lepiej dopasowane do symulacji numerycznych [50]. W związku z tym w niniejszym badaniu wyniki numeryczne porównano z danymi

eksperymentalnymi uzyskanymi przy użyciu drutu z badań Ladsona [51], a oba zestawy danych przedstawiono na rys. 12.

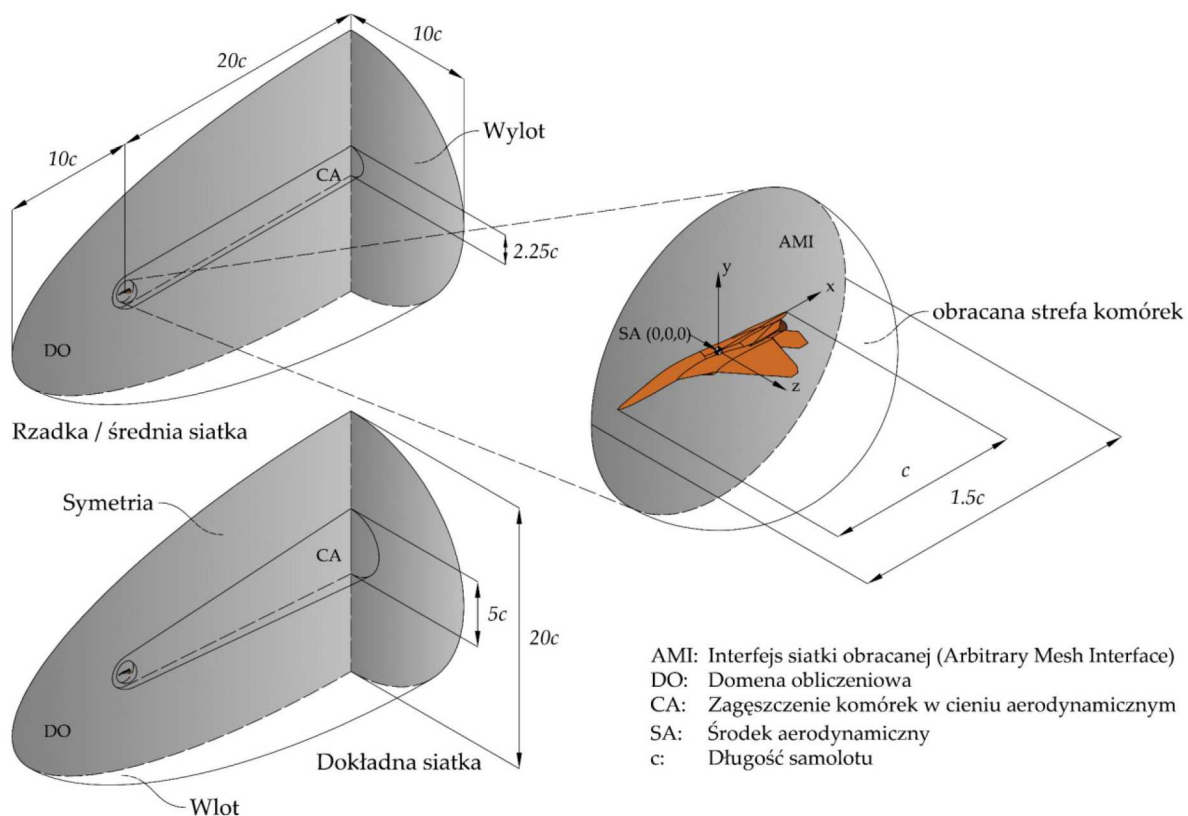


Rys. 12. Wyniki obliczeń numerycznych dla profilu NACA 0012

6. Siatka numeryczna oraz warunki brzegowe

W niniejszym badaniu geometrie zostały siatkowane za pomocą snappyHexMesh, wysokiej jakości narzędzia do generowania siatek numerycznych, dostępnego w pakiecie OpenFOAM. Narzędzie to generuje trójwymiarowe siatki o przewodze elementów prostopadłościennych na podstawie triangulowanych geometrii powierzchniowych w formacie STL. W celu weryfikacji wyników przeprowadzono badanie niezależności siatki obejmujące zestaw trzech siatek. Badanie to ustaliło bazę porównawczą dla charakterystyk aerodynamicznych myśliwca bez kontrolerów wirów. Utworzono trzy siatki: siatkę zgrubną, średnią oraz gęstą. Siatka zgrubna oraz średnia posiadały te same komponenty domeny, natomiast siatka gęsta posiadała większą stożkową domenę wewnętrzną w cieniu aerodynamicznym w kierunku wylotu, co pokazano na rys. 13. Ze względu na symetryczną geometrię siatkę stworzono dla połowy domeny.

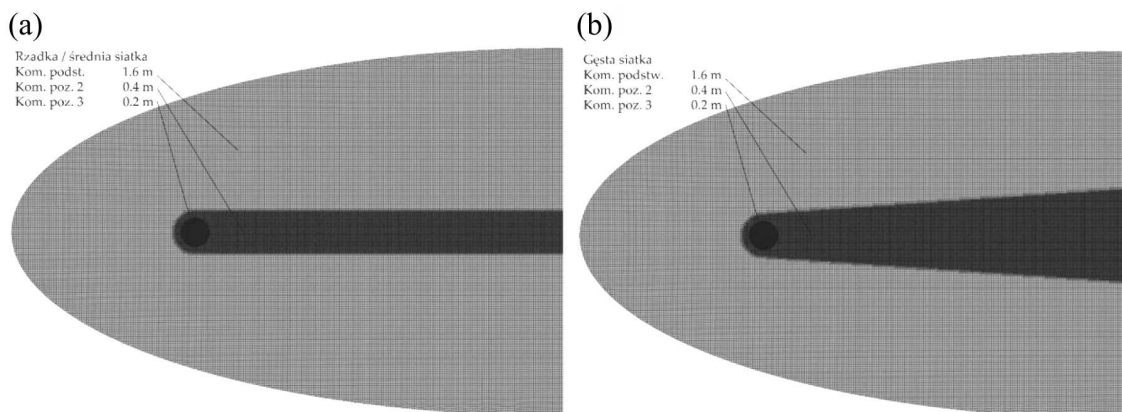
Długość samolotu oznaczona jako c została podana w tabeli 2. Całkowite wymiary domeny były następujące: $10c$ przed, w kierunku bocznym, nad i pod modelem oraz $20c$ za modelem. Ostatecznie daje to wymiary $30c$ wzdłuż osi x , $20c$ wzdłuż osi y i $10c$ wzdłuż osi z , ponieważ z powodu warunku brzegowego symetrii siatka była wykonana dla połowy samolotu. Centralny punkt siatki o współrzędnych $(x, y, z) = (0, 0, 0)$ reprezentuje oszacowany środek aerodynamiczny samolotu. Obracająca się strefa komórek miała średnicę $1,5c$, aby pomieścić strefy zagęszczenia komórek wokół samolotu oraz zapewnić odpowiednie rozszerzenie warstw przyściennych bez zniekształconych komórek. Średnica domeny obejmującej cień aerodynamiczny została określona na $2,25c$ dla siatki zgrubnej i średniej, natomiast dla siatki gęstej rozszerza się do $5c$ w kierunku wylotu domeny. Wartości średnic obszaru zagęszczenia komórek w cieniu aerodynamicznym zostały wybrane po zbadaniu profilu wypływu w fazie testowania. Kształt stożkowy został zaprojektowany na scenariusze bardzo wysokich kątów natarcia $\alpha \geq 60^\circ$, chociaż nie był



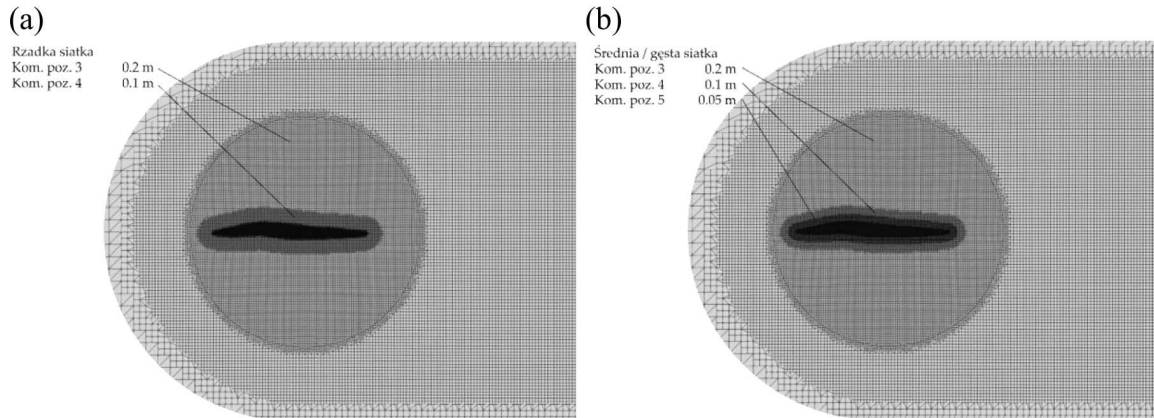
Rys. 13. Domena obliczeniowa oraz warunki brzegowe do badań CFD modelu samolotu

intensywnie wykorzystywany z powodu wcześniejszego występowania przeciągnięcia. Mniejsze długości zostały wybrane dla osi y i z , ponieważ kierunek napływu nie zmienia się pomiędzy przypadkami, tj. kąt natarcia jest uzyskiwany poprzez obracanie wewnętrznej strefy komórek zawierającej model samolotu. Oznacza to, że ogólny przepływ głównie podąża wzdłuż osi x , aż dotrze do modelu samolotu. Długości w kierunkach y i z zostały wybrane, aby uwzględnić odchylenie przepływu i turbulenty zachowanie wprowadzone przez samolot. Eliptyczny kształt domeny oraz cylindryczny kształt domeny cienia aerodynamicznego okazały się wystarczające do uchwycenia przepływu, nawet przy wysokich kątach natarcia.

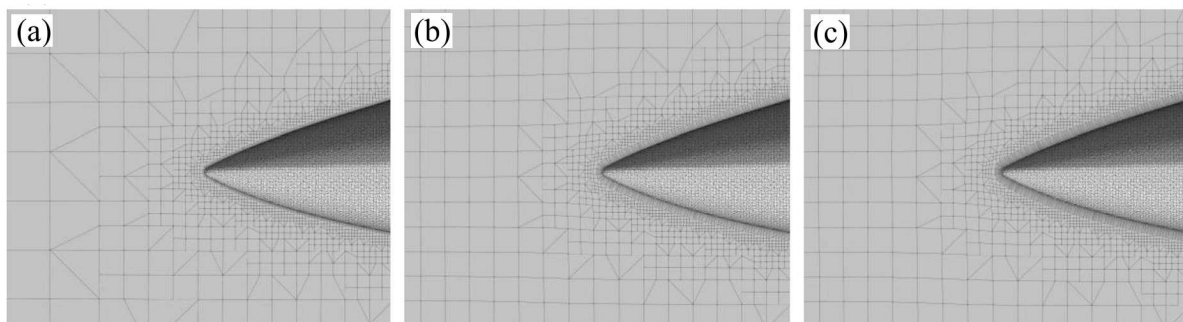
Boczne rzuty siatek numerycznych zostały przedstawione na rys. 14-16.



Rys. 14. Poziomy komórek dla siatki (a) zgrubnej/średniej oraz (b) gęstej



Rys. 15. Poziomy komórki wewnątrz interfejsu AMI dla siatki (a) zgrubnej oraz (b) średniej/gęstej



Rys. 16. Warstwy przyścienne w sekcji dziobowej dla siatki (a) zgrubnej, (b) średniej oraz (c) gęstej

Ze względu na znaczną liczbę Reynoldsa w symulacjach $Re = 9,25 \cdot 10^7$, wszystkie siatki uwzględniały podejście logarytmicznego prawa z dynamicznym traktowaniem ścian oraz bezwymiarową odległością od ściany $y^+ \approx 50$. Podczas gdy siatki w tym badaniu wymagały 42-82 milionów komórek, siatki z y^+ wynoszącym około 1 wymagałyby ponad 500 milionów komórek przy minimalnej liczbie warstw i stref zagęszczeń komórek. Aby w pełni rozwiązać warstwę przyścinną, wymagania dotyczące pamięci do tworzenia siatek rosną wykładniczo, co oznacza, że badania te wymagałyby solidnych platform obliczeniowych o wysokiej wydajności (HPC) z terabajtami pamięci RAM, a nawet wtedy czasy obliczeń byłyby znacznie dłuższe niż te osiągnięte tutaj. Takie podejście było poza zasięgiem, dlatego wdrożono podejście log-law. Szczegółowe dane dotyczące jakości siatek znajdują się w tabeli 4. Dane dotyczące charakterystyk przepływu można znaleźć w tabeli 5.

Tabela 4. Wielkości charakterystyczne siatek numerycznych dla symulacji przepływu wokół modelu samolotu

Parametr	Siatka zgrubna	Siatka średnia	Siatka gęsta
Liczba warstw	$n = 5$	$n = 10$	$n = 15$
Współczynnik ekspansji warstw	$\Delta y = 1.3$	$\Delta y = 1.2$	$\Delta y = 1.1$
Wysokość pierwszej warstwy	$y = 6,06 \cdot 10^{-4} \text{ m}$	$y = 6,06 \cdot 10^{-4} \text{ m}$	$y = 5,92 \cdot 10^{-4} \text{ m}$
Ilość komórek	$\sim 42\,300\,000$	$\sim 58\,500\,000$	$\sim 82\,300\,000$

Aby zaimplementować model $k-\omega$ SST w tym przypadku, konieczne jest zastosowanie podejścia dla wysokich liczb Reynoldsa, które jest odpowiednie dla siatek z $y^+ > 50$. Wartości inicjalizacyjne dla k i ω zostały obliczone za pomocą równań (13)–(15) [50]. Warunki brzegowe dla wszystkich symulacji znajdują się w tabeli 6.

Tabela 5. Właściwości przepływu dla symulacji przepływu wokół modelu samolotu

Nazwa	Wielkość
Typ przepływu	zewnątrzny przepływ 2D w stanie ustalonym
Rodzaj płynu	płyn Newtonowski, jednofazowy, nieściśliwy
Materiał	atmosfera wzorcowa o temperaturze $T = 15^\circ\text{C}$
Lepkość kinematyczna płynu	$\nu = 1,461 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$
Liczba Reynoldsa	$\text{Re} = 92\,500\,000$
Liczba Macha	$\text{Ma} = 0,2$
Prędkość dźwięku w ośrodku	$a = 343,21 \text{ m/s}$
Wypadkowa prędkość przepływu	$u = 66,6 \text{ m/s}$
Długość charakterystyczna (samolot)	$c = 20,28 \text{ m}$

Tabela 6. Warunki brzegowe dla symulacji przepływu wokół modelu samolotu

BC	\mathbf{u} [m/s]	p [m^2/s^2]	ν_t [m^2/s]	k [m^2/s^2]	ω [1/s]
Wlot	$u_x = 66,6$	$\frac{\partial p}{\partial n} = 0$	model $k-\omega$	$k = 0,067$	$\omega = 351$
Wylot	$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial n} = \mathbf{0}$ $\wedge u_x = 66,6$	$p = 0$	model $k-\omega$	$\frac{\partial k}{\partial n} = 0$ $\wedge k = 0,067$	$\frac{\partial \omega}{\partial n} = 0$ $\wedge \omega = 351$
Ściana boczna	warunek symetrii				
Interfejs AMI	warunek cykliczny				
Samolot	$\mathbf{u} = \mathbf{0}$	$\frac{\partial p}{\partial n} = 0$	funkcja ścianki		

Kryterium zbieżności wykorzystywało kontrolę rezyduów dla prędkości $u_x|u_y|u_z \leq 1 \cdot 10^{-8}$, ciśnienia kinematycznego $p \leq 1 \cdot 10^{-6}$ oraz turbulentnej energii kinetycznej i współczynnika rozpraszania $k|\omega| \leq 1 \cdot 10^{-6}$. Oznaczało to, że symulacje automatycznie zatrzymywały się, gdy kryteria rezyduów osiągnęły określony próg. Jeśli te kryteria nie zostały spełnione, ustawiono dodatkowe kryterium zbieżności na całkowitą liczbę iteracji $n = 4000$. Zbieżność zazwyczaj osiągano w przedziale od $n = 1500$ do 3300 iteracji.

7. Wyniki badań

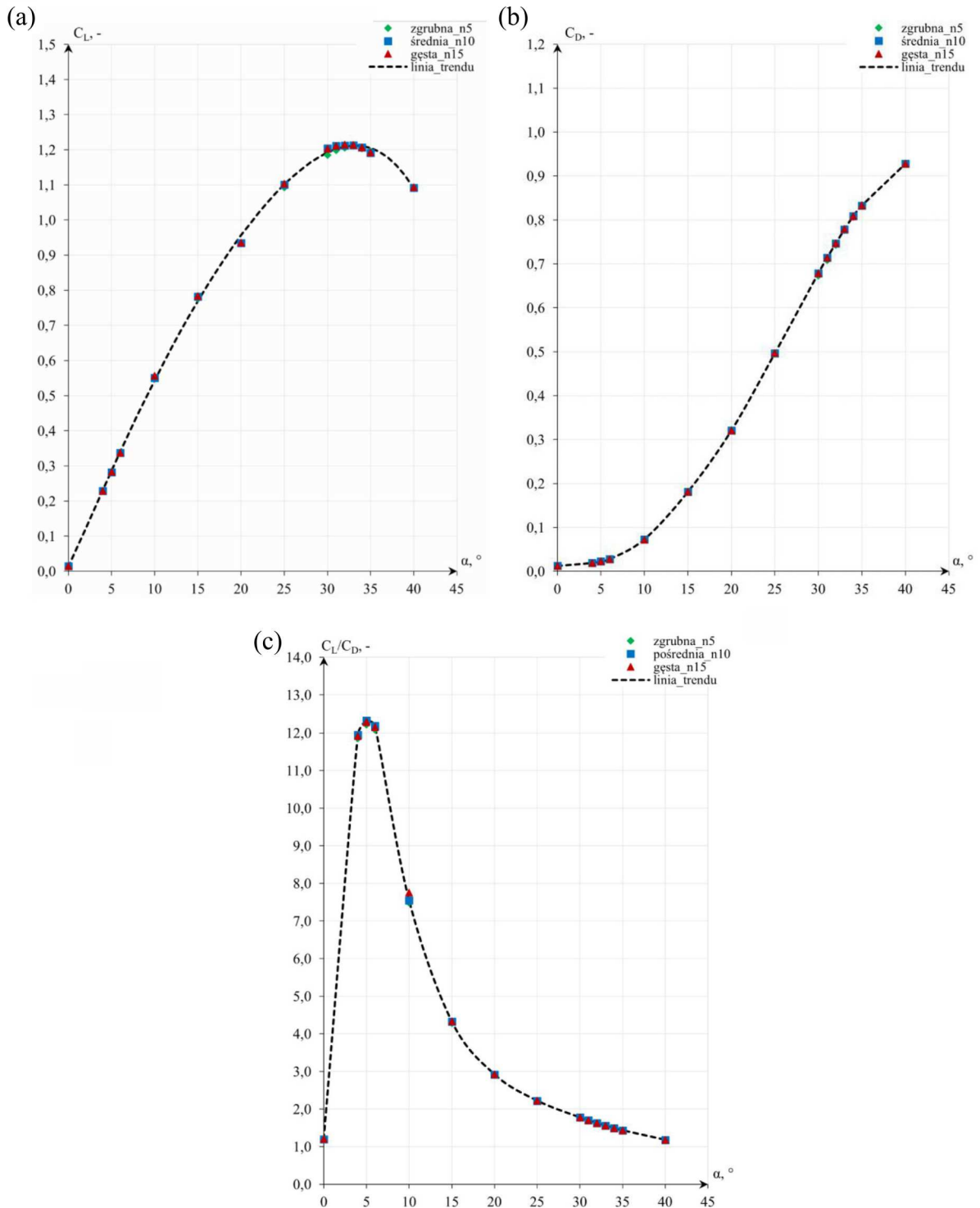
Pomimo znacznych różnic w liczbie komórek między poszczególnymi siatkami, wyniki z badania niezależności siatki wykazały wysoką zgodność, co potwierdza niezależność symulacji od konkretnego rodzaju siatki. Szczegółowe rezultaty zostały przedstawione na rys. 17.

Średnie odchylenie współczynnika siły nośnej i oporu pomiędzy siatkami wyniosło 0,4%, a maksymalne pojedyncze odchylenie osiągnęło 1,7%.

Na rys. 18 przedstawiono wyniki dla wychyleń LEVCON o $\Phi = (10,20,30)^\circ$, które zostały porównane z wynikami średniej siatki dla samolotu z LERX, ponieważ w tych przypadkach użyto tych samych ustawień generowania siatki.

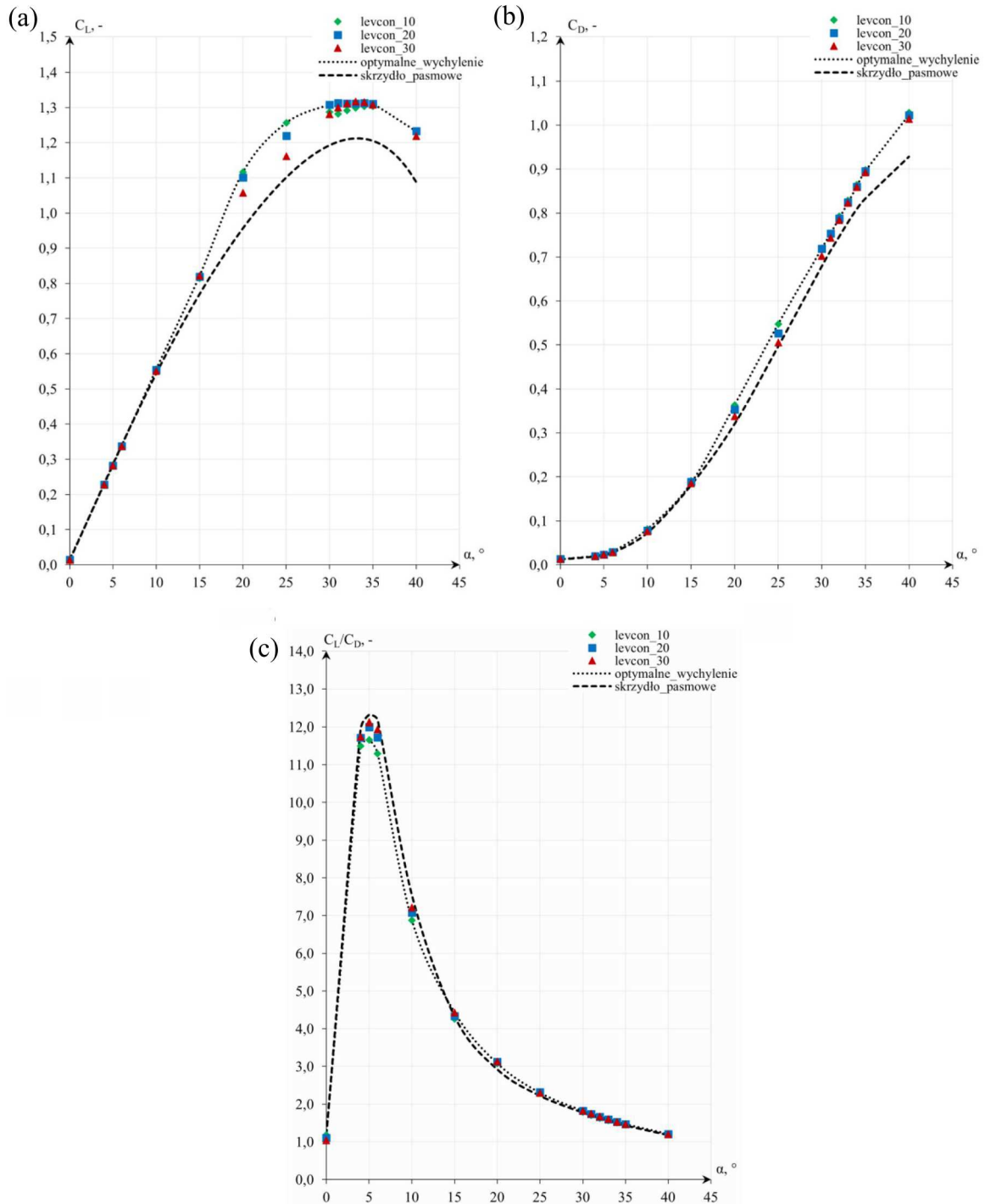
Krytyczny kąt natarcia dla samolotu wyposażonego w skrzydło pasmowe (LERX) wynosił około $\alpha = 33^\circ$. Samolot osiągnął maksymalną doskonałość aerodynamiczną $L/D = 12,3$ dla $\alpha = 5^\circ$. Jednak ta wartość będzie stopniowo maleć wraz z dodatkiem urządzeń zwiększających siłę nośną i wiry, takich jak kontrolery wirów krawędzi natarcia oraz klapy przednie i tylne.

LEVCON znacząco zwiększył siłę nośną w wyższym zakresie kątów natarcia przy niewielkim koszcie zwiększenia ogólnego oporu. Jednakże, w zakresie $\alpha = 0^\circ-10^\circ$ nie wykazał dużej poprawy w porównaniu do samolotu z LERX. W zakresie $\alpha = 10^\circ-40^\circ$ siła nośna generowana przez samo-



Rys. 17. Wyniki badań niezależności siatki współczynnika (a) siły nośnej $C_L(\alpha)$, (b) siły oporu $C_D(\alpha)$ oraz (c) doskonałość aerodynamiczna $C_L/C_D(\alpha)$

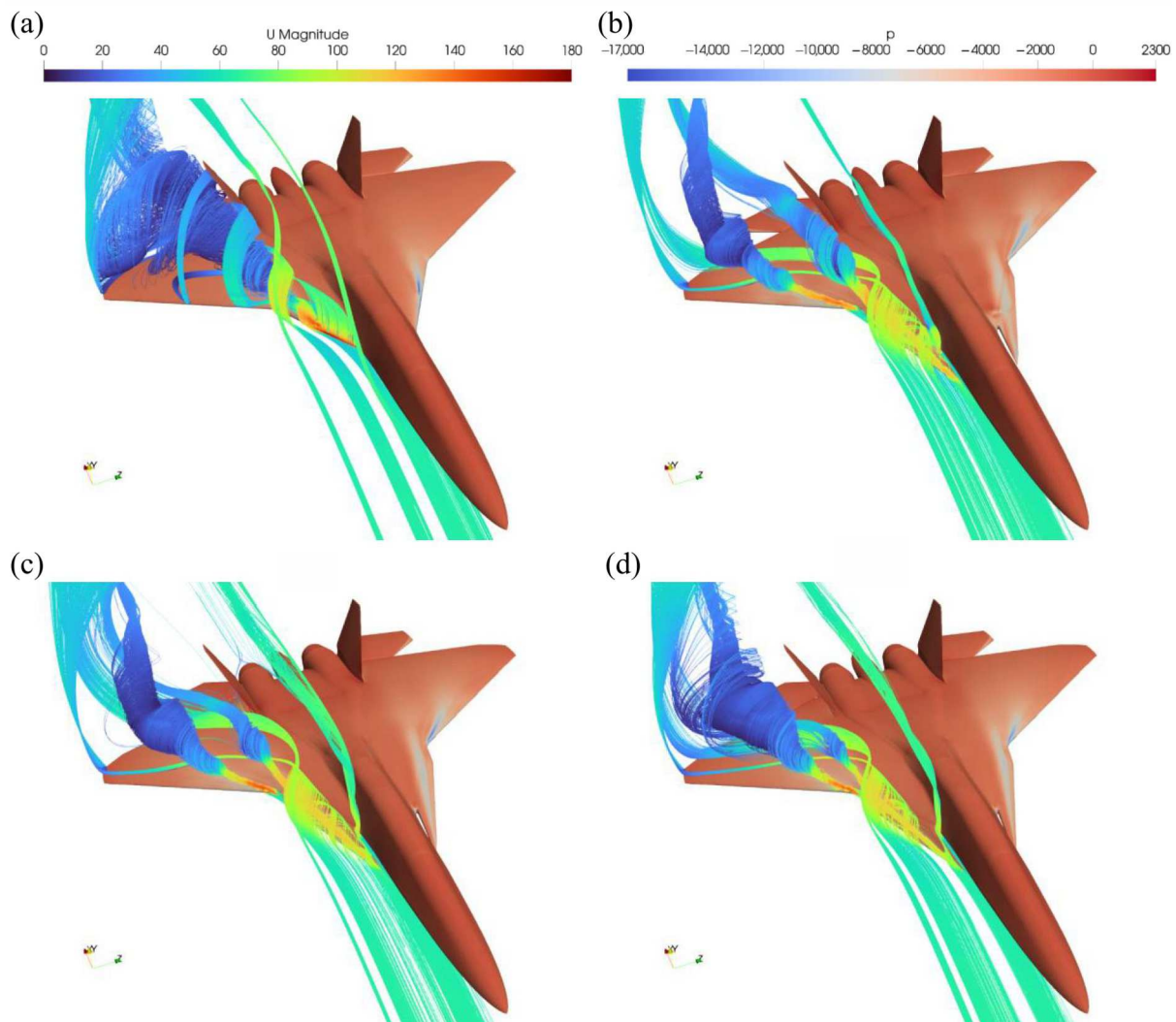
lot z LEVCON znacząco wzrosła, osiągając przyrosty do $\Delta L = 3650$ kgf. Samolot z LEVCON generował więcej oporu niż siły nośnej w niższym zakresie kątów natarcia α , ale jednocześnie generował więcej siły nośnej niż oporu w wyższym zakresie kątów natarcia α . Ta charakterystyka jest korzystna w przypadku wysoce manewrowych samolotów myśliwskich, które częściej operują w wyższym zakresie α niż tradycyjne typy samolotów.



Rys. 18. Porównanie wyników dla konfiguracji modelu samolotu z LERX oraz LEVCON: (a) współczynnika siły nośnej $C_L(\alpha)$, (b) współczynnika siły oporu $C_D(\alpha)$ oraz (c) doskonałość aerodynamiczna $C_L/C_D(\alpha)$

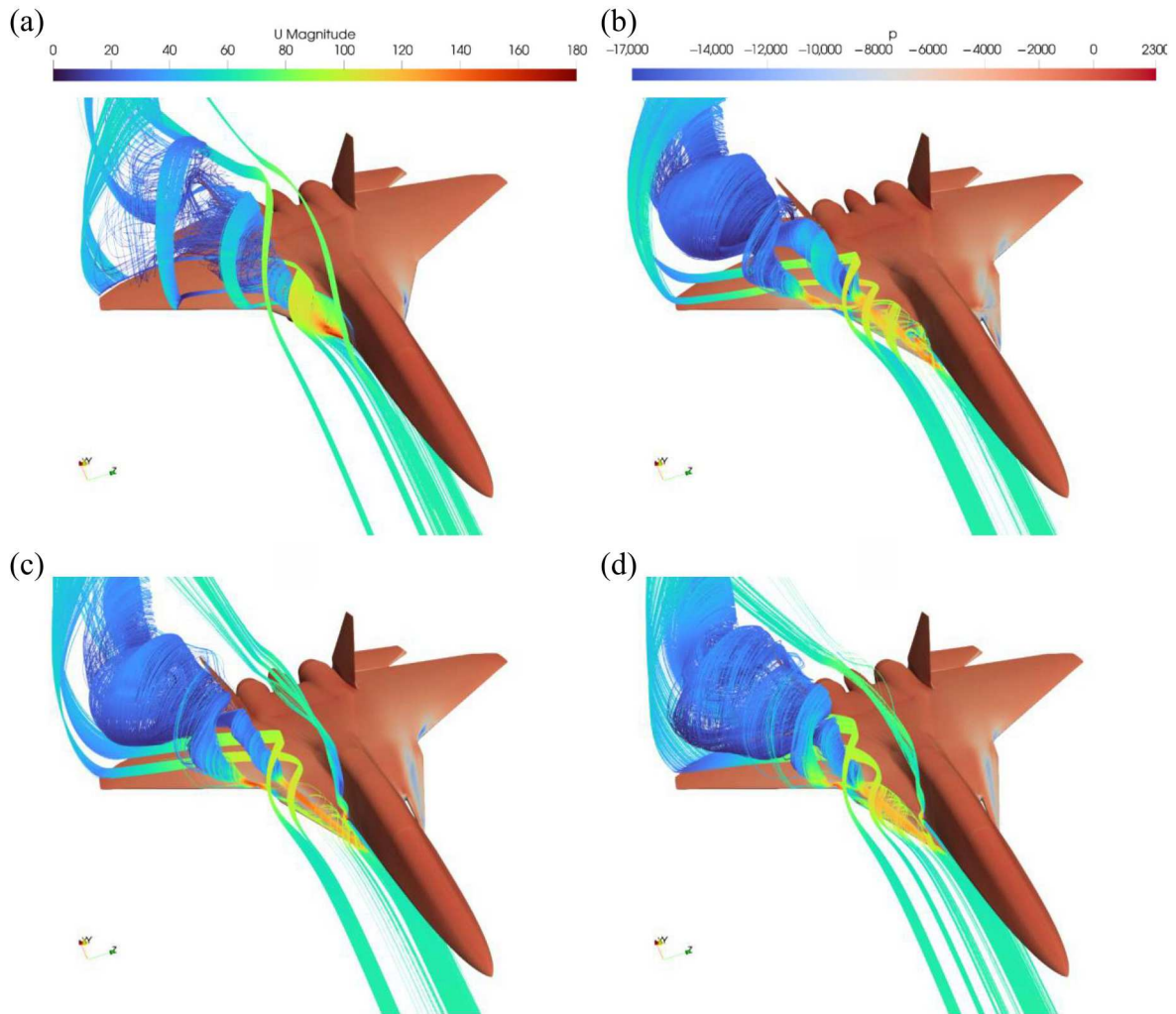
W ramach wykonanych badań przyjrano się również wzorcom przepływu wokół samolotu. Szczególnie interesujący jest zakres $\alpha = 20^\circ$ - 35° . Na rys. 19 przedstawiono wizualizację przepływu wokół prawego skrzydła samolotu oraz rozkłady ciśnienia na lewym skrzydle samolotu dla kąta natarcia $\alpha = 20^\circ$, a na rys. 20 dla kąta natarcia $\alpha = 25^\circ$.

Po dodaniu kontrolera wirów do geometrii samolotu, przepływ wirowy staje się znacznie bardziej widoczny w porównaniu do konfiguracji z LERX. W każdym scenariuszu wychyleń



Rys. 19. Wizualizacje przepływu dla kąta natarcia $\alpha = 20^\circ$ (a) samolotu z LERX oraz samolotu z kontrolerem wirów LEVCON oraz wychylnym o (b) $\Phi = 10^\circ$, (c) $\Phi = 20^\circ$, (d) $\Phi = 30^\circ$

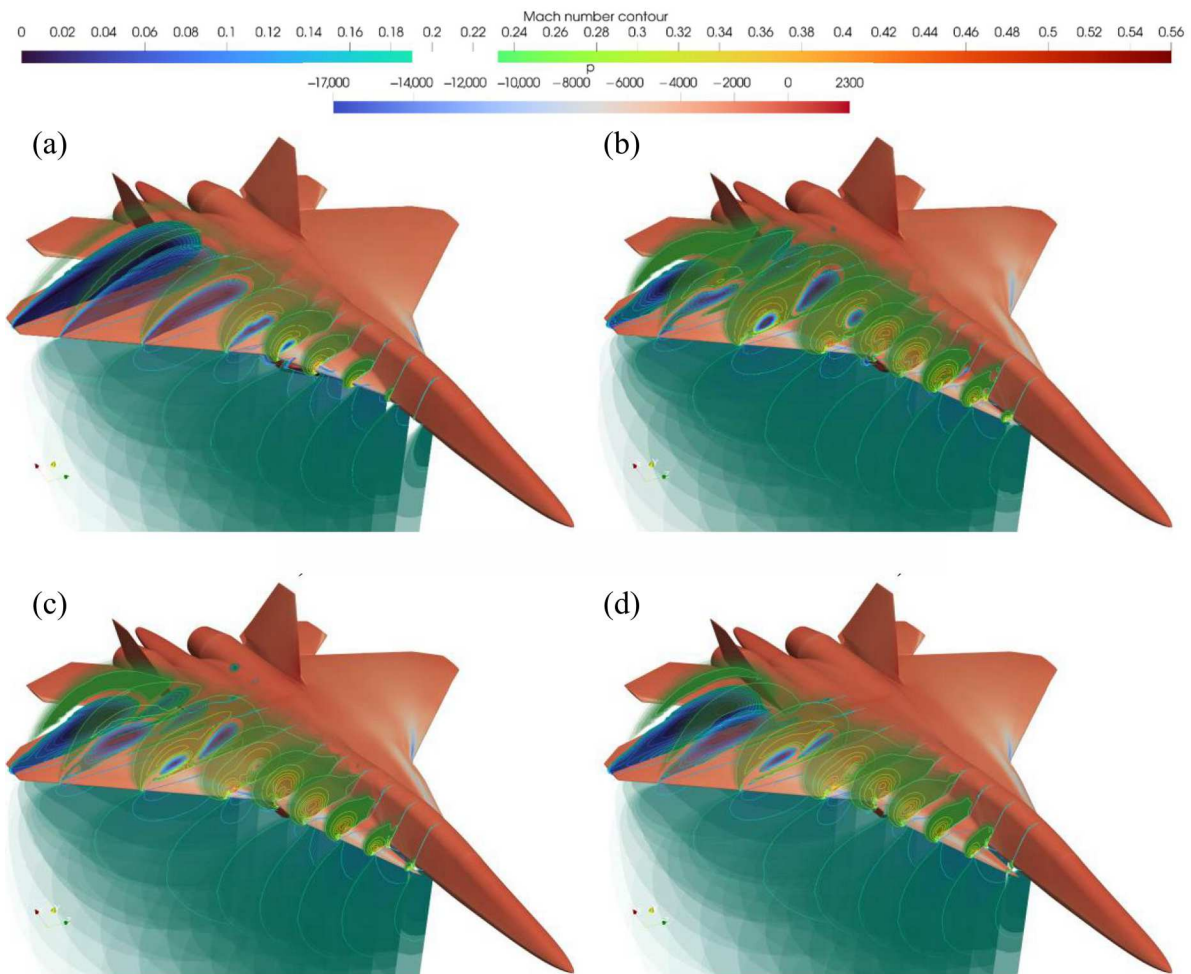
zazwyczaj tworzyły się dwa główne wiry. Główny wir tworzony jest przez krawędź natarcia LEVCON i w porównaniu do wiru LERX jest znacznie bardziej skoncentrowany i rozciąga się dalej od krawędzi natarcia, jak zaobserwowano na rys. 19 i 20. Drugorzędny wir powstaje z powodu silnie nachylonej krawędzi łączącej LEVCON z głównym skrzydłem. Jest częściowo zasilany przez główny wir, ale znaczna część przepływu powietrza dostarczana jest spod urządzenia, zasilając przepływ wirowy. W niektórych scenariuszach, główny wir jest zasilany przez trzeci wir tworzący się w szczelinie pomiędzy wewnętrzną krawędzią urządzenia a kadłubem. Podsumowując, kontroler wirów wprowadził istotną zmianę, a przepływ wirowy na rys. 19 i 20 wskazuje, że wytworzone wiry znacząco poprawiają profil prędkości w okolicy zewnętrznej części skrzydła. Ta poprawa sugeruje, że separacja została w dużej mierze wyeliminowana. Ponadto, dzięki zastosowaniu kontrolera wirów osiągnięto bardziej płaski profil przeciągnięcia, a krytyczny kąt natarcia został przesunięty z $\alpha = 33^\circ$ do $\alpha = 35^\circ$, co również jest pożądanym rezultatem. Przy $\alpha = 20^\circ, 25^\circ$ kąt wychylenia $\Phi = 10^\circ$ zapewnia największą siłę nośną wśród rozważanych konfiguracji wychyleń. Może to być szczególnie przypisane zjawisku przepływu trzeciego wiru do głównego wiru. Drugim najlepszym wychyleniem przy $\alpha = 20^\circ, 25^\circ$ jest $\Phi = 20^\circ$, które zapewnia znacznie mniejszą siłę nośną niż wychylenie $\Phi = 10^\circ$.



Rys. 20. Wizualizacje przepływu dla kąta natarcia $\alpha = 25^\circ$ (a) samolotu z LERX oraz samolotu z kontrolerem wirów LEVCON oraz wychylonym o (b) $\Phi = 10^\circ$, (c) $\Phi = 20^\circ$, (d) $\Phi = 30^\circ$

Struktury wirowe generowane przez kontrolery wychylone pod kątem $\Phi = 10^\circ$ i $\Phi = 20^\circ$ są do siebie zbliżone, lecz główny wir wydaje się bardziej skoncentrowany w przypadku wychylenia $\Phi = 10^\circ$, co jest szczególnie widoczne w rozkładzie ciśnienia na rys. 19c i 20c. W przypadku wychylenia $\Phi = 20^\circ$, drugi wir rozpada się nieco wcześniej niż w konfiguracji $\Phi = 10^\circ$. Pomimo że główny wir wygląda na bardziej skoncentrowany, rozkład prędkości w rejonie końcówki skrzydła wydaje się gorszy ze względu na trajektorię drugiego wiru, który odbiega zbyt daleko od powierzchni skrzydła, co skutkuje nieco gorszym przepływem w tym obszarze, jak zaobserwowano na rys. 19b,c i 20b,c. Zaskakującym jest fakt, że LEVCON o wychyleniu $\Phi = 30^\circ$ zapewnił najgorsze wyniki dla kątów natarcia $\alpha = 20^\circ, 25^\circ$. Przepływ wirowy ma podobną prezencję jak w dwóch poprzednich scenariuszach, lecz większe wychylenie kontrolera formuje wiry w taki sposób, że ich trajektoria odbiega zbyt daleko od powierzchni skrzydła, co działa niekorzystnie na nośność wirową na skrzydle zasadniczym. Prowadzi to do sytuacji, w której efekt „zasysania” przyspieszonych strug powietrza pod wir działa w sposób niewystarczający na górnej powierzchni skrzydła. To zjawisko w znaczny sposób pogarsza zapobieganiu separacji w pobliżu końcówki skrzydła. Prowadzi to do istotnego wniosku dotyczącego optymalnego kąta wychylenia kontrolera wirów, a mianowicie musi być on dobrany w taki sposób, aby w danej sytuacji zbyt nie odchyłać wirów od górnej powierzchni skrzydła.

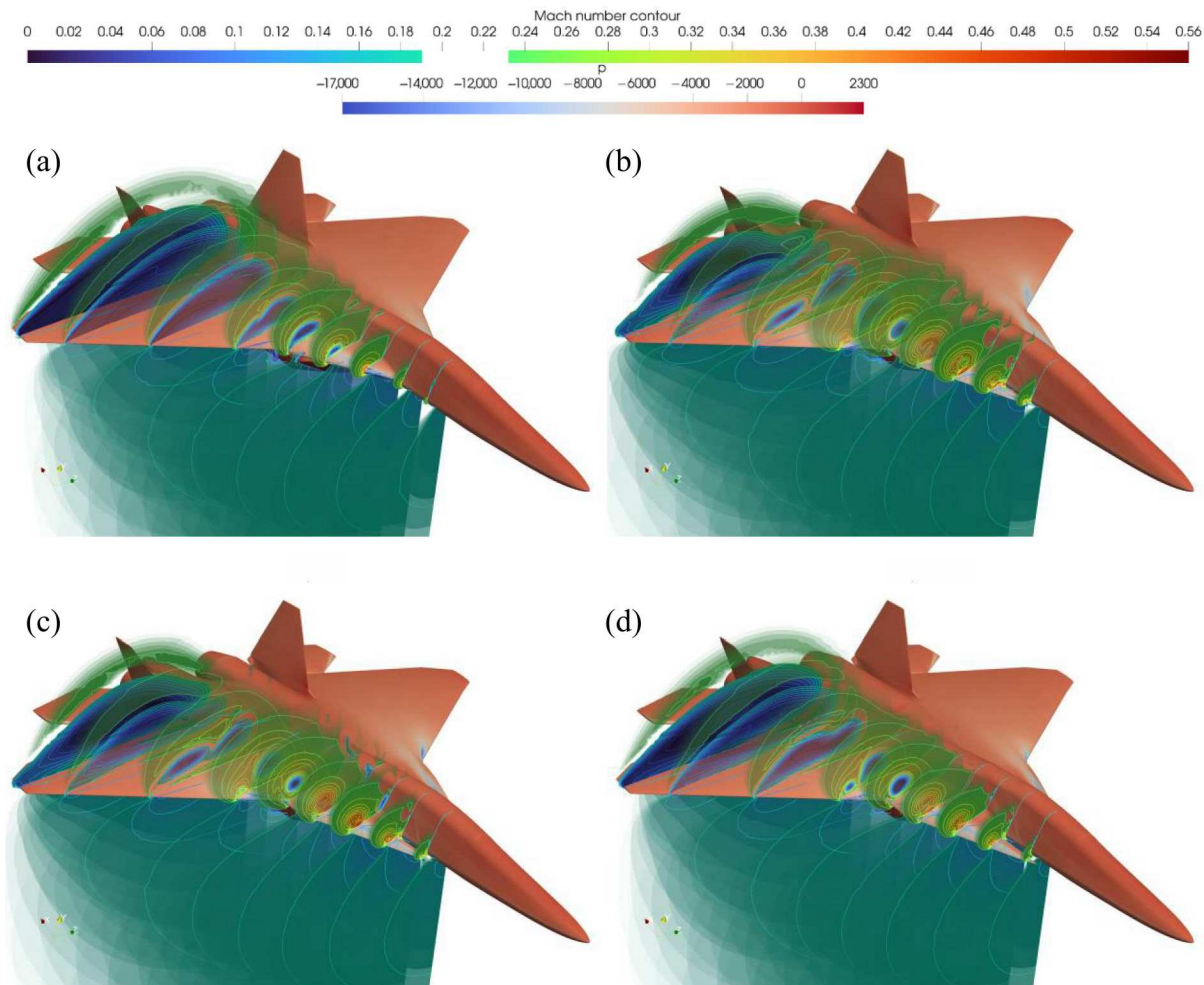
Na rys. 21 i 22 przedstawiono rozkład liczby Macha dla analizowanych konfiguracji.



Rys. 21. Rozkład liczby Macha dla kąta natarcia $\alpha = 20^\circ$ wzdłuż (a) samolotu z LERX oraz samolotu z kontrolerem wirów LEVCON wychylonym o (b) $\Phi = 10^\circ$, (c) $\Phi = 20^\circ$, (d) $\Phi = 30^\circ$

Poprzez analizę rozkładów liczby Macha w dziewięciu wybranych przekrojach wzdłuż rozpiętości skrzydła zarówno dla konfiguracji z LERX, jak i LEVCON, wychylonych pod kątami $\Phi = 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$, można wyraźnie rozróżnić jak zastosowanie kontrolera wirów wpływa na przepływ wirowy oraz charakter przepływu na górnej powierzchni skrzydła.

Jak przedstawiono na rys. 21 i 22, dodanie LEVCON poprawia przepływ wirowy na górnej powierzchni skrzydła delta do pewnego stopnia. Indukowane wiry krawędziowe poprawiają przepływ wzdłuż rozpiętości skrzydła, opóźniając separację. Dla kątów natarcia $\alpha = 20^\circ, 25^\circ$, wychylenie LEVCON o $\Phi = 10^\circ$ okazuje się najbardziej efektywne pod względem wzmocnienia przepływu wirowego nad skrzydłem delta, co jest widoczne na rys. 21b i 22b. Wychylenie $\Phi = 20^\circ$ zachowuje się podobnie do $\Phi = 10^\circ$, lecz osłabia wir na skrzydle delta kosztem wzmocnienia wiru na sekcji przykadłubowej (rys. 21c i 22c). Największe wychylenie o wartości $\Phi = 30^\circ$ nie przynosi znaczących korzyści w porównaniu do dwóch ww. konfiguracji, jak pokazano na rys. 21d i 22d. Ta konfiguracja ma najsłabsze zdolności opóźniania oderwania przy $\alpha = 20^\circ, 25^\circ$. Pomimo tych różnic między konfiguracjami, końcówka skrzydła nadal doświadcza zjawiska oderwania. Samolot użyty w tym badaniu posiadał zwichrzenie geometryczne o maksymalnej wartości -7° na końcówce skrzydła. Jednak metoda ta okazała się nieskuteczna w przeciwdziałaniu oderwaniu na końcówkach skrzydła, wskazując na potrzebę dodatkowych urządzeń, takich jak klapy przednie, do rozwiązywania niekorzystnego przepływu w rejonie końcówek skrzydła.



Rys. 22. Rozkład liczby Macha dla kąta natarcia $\alpha = 25^\circ$ wzdłuż (a) samolotu z LERX oraz samolotu z kontrolerem wirów LEVCON wychylonym o (b) $\Phi = 10^\circ$, (c) $\Phi = 20^\circ$, (d) $\Phi = 30^\circ$

8. Wnioski i rekomendacje do dalszych badań

Wprowadzenie kontrolera wirów (LEVCON) do geometrii badanego samolotu myśliwskiego przyniosło znaczną poprawę w generowaniu siły nośnej i opóźnieniu separacji za pomocą rozbudowanego przepływu wirowego. Dzięki symulacjom wykonanym przy pomocy obliczeniowej dynamiki płynów (CFD) możliwe było zbadanie różnych kątów wychylenia kontrolera wirów, co pozwoliło na lepsze zrozumienie ich wpływu na przepływ wokół geometrii samolotu oraz jego charakterystyki aerodynamiczne. Na podstawie otrzymanych wyników wyciągnięto następujące wnioski odnośnie kontrolera wirów LEVCON:

- zapewnił pozytywny wpływ nie tylko na opływ przykadłubowej sekcji skrzydła, ale również na opływ wzdłuż rozpiętości skrzydła delta,
- zapewnił znaczny przyrost siły nośnej w wyższym zakresie kątów natarcia α o średnio o 8,5%-10% w zakresie $\alpha = 20^\circ$ - 40° , a maksymalny wzrost wyniósł 19,4%,
- opóźnił przeciągnięcie o dodatkowe 2 stopnie, a charakterystyka przeciągnięcia uległa wypłaszczeniu,
- wpłynął negatywnie na zakres $\alpha = 0^\circ$ - 15° w porównaniu z samolotem wyposażonym jedynie w LERX, produkując średnio 3,5%-6% więcej oporu czołowego (maksymalny wzrost o 13,3%), gdzie średni wzrost siły nośnej w tym zakresie wyniósł poniżej 1%,
- obniżył doskonałość aerodynamiczną w zakresie $\alpha = 0^\circ$ - 15° .

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

- zaproponowana geometria skrzydła pasmowego nie była optymalna; należałoby zastosować większy skos, smuklejszy profil, ostrzejszą krawędź [52, 53],
- optymalny kształt LEVCON wymaga odrębnych studiów optymalizacyjnych np. za pomocą sieci neuronowych i uczenia maszynowego,
- wiry krawędziowe osiągają prędkości ponad 3 razy wyższe od zadanej prędkości przepływu co przekłada się na lokalną liczbę Macha $Ma > 0,5$; rzutuje to na potrzebę stosowania solverów ściśliwych,
- badania numeryczne z wysokimi liczbami Reynoldsa są realnie osiągalne jedynie przy użyciu logarymicznego prawa ściany; dla identycznych warunków przepływu siatki $y^+ = 1$ wymagałyby minimalnie ponad 0,5 mld komórek i klastrów HPC,
- mechanizacja LEVCON została zbadana w konfiguracjach stacjonarnych, a jest to urządzenie dynamiczne; badania niestacjonarne CFD przy tej skali problemu są nierealne z punktu widzenia zasobów i czasu,
- zbadanie dynamicznej pracy jest realne jedynie w tunelu; wychylenie kontrolerów mogłoby być realizowane np. za pomocą mikro silników krokowych,
- przepływy wirowe w samolotach myśliwskich są bardzo skomplikowane; ma na nie wpływ smukłość i skos skrzydła, ostrość krawędzi, konfiguracja aerodynamiczna i wiele innych zmiennych [52, 53],
- metody CFD RANS pozwalają jedynie na częściowe zbadanie tego typu problemów.

Jako weryfikacja wyników badań CFD, przeprowadzone zostaną badania eksperymentalne w tunelu hydrodynamicznym. Badania tunelowe zostaną głównie wykorzystane do wizualizacji i walidacji przepływu wirowego, ponieważ struktury wirowe i ich trajektorie są w znacznym stopniu niezależne od liczby Reynoldsa, co umożliwi porównanie między tymi dwoma metodami badawczymi. Modele samolotu do badań w tunelu hydrodynamicznym zostaną wykonane w technologii druku 3D.

Bibliografia

1. LUCKRING J., The discovery and prediction of vortex flow aerodynamics, *The Aeronautical Journal*, **123**, 729-804, 2019
2. LEPAGE J.-D.G.G., *Aircraft of the Luftwaffe, 1935-1945: An Illustrated Guide*, McFarland: Jefferson, North Carolina, USA, p. 297-300, 2009
3. JONES R.T., *Wing Plan Forms for High-Speed Flight*, NACA Report 863, National Advisory Committee for Aeronautics: Washington, DC, USA, 1945, <https://ntrs.nasa.gov/citations/19930091936>
4. JONES R.T., *Properties of Low-Aspect-Ratio Pointed Wings at Speeds below and above the Speed of Sound*, NACA R-835, National Advisory Committee for Aeronautics: Washington, DC, USA, 1946, <https://ntrs.nasa.gov/citations/1993009191>
5. LIPPISCH A., *The Delta Wing*, Iowa State University Press: Ames, IA, USA, 1981
6. CHAMBERS J.R., *Cave of the Winds: The Remarkable History of the Langley Full-Scale Wind Tunnel*, National Aeronautics and Space Administration: Washington, DC, USA, p. 189-196, 2014
7. WILSON H.A., LOVELL J.C., *Full-Scale Investigation of the Maximum Lift Flow Characteristics of an Airplane Having Approximately Triangular Planform*, NACA RM L6K20, National Advisory Committee for Aeronautics: Washington, DC, USA, 1947, <https://ntrs.nasa.gov/citations/19930085702>

8. FURLONG C.G., MCHUGH J.G., *A Summary and Analysis of the Low-Speed Longitudinal Characteristics of Swept Wings at High Reynolds Number*, NACA R-1339, National Advisory Committee for Aeronautics: Washington, DC, USA, 1957, <https://ntrs.nasa.gov/citations/19930091013>
9. https://airandspace.si.edu/collection-objects/lippisch-dm-1/nasm_A19590098000
Zdjęcia Lippisch DM-1 [dostęp: 07.2024]
10. RIZZI A., LUCKRING J.M., Historical development and use of CFD for separated flow simulations relevant to military aircraft, *Aerospace Science and Technology*, **117**, 106940, 2021
11. POLHAMUS E.C., *A Simple Method of Estimating the Subsonic Lift and Damping in Roll of Swept-back Wings*, NACA TN-186, National Advisory Committee for Aeronautics: Washington, DC, USA, 1949, <https://ntrs.nasa.gov/citations/19930082534>
12. POLHAMUS E.C., *A Concept of the Vortex Lift of Sharp-Edged Delta Wings Based on a Leading-Edge Suction Analogy*, NASA TN D-3767, National Aeronautics and Space Administration: Washington, DC, USA, 1966, <https://ntrs.nasa.gov/citations/19670003842>
13. POLHAMUS E.C., Applying slender wing benefits to military aircraft, *Journal of Aircraft*, **21**, 545-559, 1984 1
14. POLHAMUS E.C., Predictions of vortex-lift characteristics by a leading-edge suctionanalogy, *Journal of Aircraft*, **8**, 193-199, 1971
15. <https://www.hesja.pl/galeria,795,riat-2019.html>
F-16 wiry skrzydła pasmowego [dostęp: 07.2024]
16. <https://vortex-images.com/articles/2017-2/polish-warriors/>
MiG-29 wiry skrzydła pasmowego [dostęp: 07.2024]
17. <https://w.wiki/AgLK>
F/A-18 wiry skrzydła pasmowego [dostęp: 07.2024]
18. <https://www.airliners.net/photo/Russia-Air-Force/Sukhoi-Su-35S/2289636>
Su-35S wiry skrzydła pasmowego [dostęp: 07.2024]
19. RAO M.D., Leading-edge vortex flaps' for enhanced subsonic aerodynamics of slender wings, *12th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences – ICAS 1980*, Munich, Germany, 12-17 października 1980
20. RAO M.D., CAMPBELL J.F., Vortical flow management techniques, *Progress in Aerospace Sciences*, **24**, 173-224, 1987
21. <https://imgr1.flugrevue.de/Suchoi-Su-57-landingpageFotoshowOrig-d285f52b-1606864.jpg>
Su-57 kontrolery wirów LEVCON [dostęp: 07.2024]
22. https://twitter.com/DRDO_India/status/1215956287105585152
Navy Tejas kontrolery wirów podczas lądowania [dostęp: 07.2024]
23. BURMAN A., MOHAN S.R., RAMAKRISHNA M., Improvement of high alpha aerodynamics for compound delta wing aircraft using leading edge vortex controller, *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, USA, 7-10 stycznia 2008
24. PILLAI R.G., PATEL H., Sizing of LEVCON surface for turn performance and controllability, *American Institute of Aeronautics and Astronautics Aviation 2019 Forum – AIAA 2019*, Dallas, TX, USA, 17-21 czerwca 2019
25. CHRISTMANN C., KIEHN D., Initial assessment of stability and controllability in the early stage of combat aircraft design, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2022*, Dresden, Germany, 27-29 września 2022
26. HITZEL S.M., WINKLER A., HOVELMANN A., Vortex flow aerodynamic challenges in the design space for future fighter aircraft, *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics XII*, **142**, 297-306, 2018

27. SCHUTTE A., HUMMEL D., Impact of planform and control surfaces on the vortical flow topology and roll stability of a multi delta wing configuration, *American Institute of Aeronautics and Astronautics Aviation 2022 Forum – AIAA 2022*, Chicago, ILL, USA, 27 czerwca-1 lipca 2022
28. REIN M., *Subsonic, Transonic and Supersonic Wind Tunnel Tests of the Generic Slender wing Configuration DLR-F22 with Leading-Edge Vortex Controllers and Strakes*, DLR Report, Institute for Aerodynamics and Flow Technology: Gttingen, Germany, styczeń 2022
29. ZASTROW J., OBERDIECK F., HENNE U., KLEIN C., Numerical and experimental investigations on the DLR-F23 combat aircraft wind tunnel model, *33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS)*, Stockholm, Sweden, 4-9 września 2022
30. PFNUR S., PFLUGER J., BREITSAMTER C., Analysis of vortex flow phenomena on generic delta wing planforms at subsonic speeds, *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics XII*, **142**, 328-337, 2018
31. SCHUTTE A., MARINI R.N., Computational aerodynamic sensitivity studies for generic delta wing planforms, *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics XII*, **142**, 338-348, 2018
32. WERNER M., REIN M., RICHTER K., WEISS S., Experimental and numerical analysis of the aerodynamics and vortex interactions on multi-swept delta wings, *CEAS Aeronautical Journal*, **14**, 927-938, 2023
33. HARTL P., KONRATH R., GEISLER R., BRAUNE M., MAI H., Experimental investigations of vortex flow phenomena on the DLR-F23 combat aircraft configuration at transonic speeds, *STAB-Workshop – Deutsche Strömungsmechanische Arbeitsgemeinschaft*, Gttingen, Germany, listopad 2023
34. <https://www.sto.nato.int/Lists/test1/activitydetails.aspx?ID=16476>
NATO AVT-316 – Vortex Interaction Effects Relevant to Military Air Vehicle Performance [dostęp: 07.2024]
35. <https://www.onera.fr/fr/actualites/preparer-le-systeme-de-combat-aerien-du-futur>
ONERA – Annual Report 2022 [dostęp: 07.2024]
36. <https://www.youtube.com/watch?v=b8NPkFW8HEc>
ONERA – Préparer le système de combat aérien du futur avec le projet SUPERMAN [dostęp: 07.2024]
37. MALICKI Ł., *Opracowanie charakterystyk aerodynamicznych samolotu myśliwskiego*, Wrocław, Politechnika Wrocławska, 2018
38. ANDERSSON B., ANDERSSON R., HAKANSSON L., SUDIYO R., WACHEM B., *Computational Fluid Dynamics for Engineers*, Cambridge University Press: New York, NY, USA, p. 8–24; 25–61; 62–112, 2012
39. <https://cfd.direct/openfoam/about/>
Oprogramowanie OpenFOAM [dostęp: 07.2024]
40. <https://doc.cfd.direct/notes/cfd-general-principles/steady-state-solution>
Rozwiązania w stanie ustalonym (steady-state) [dostęp: 07.2024]
41. WIBOWO S.B., SUTRISNO I., ROHMAT T.A., An evaluation of turbulence model for vortex breakdown detection over delta wing, *Archive of Mechanical Engineering*, **65**, 399-415, 2018
42. MENTER R.F., Zonal two equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows, *23rd AIAA Fluid Dynamics, Plasmadynamics, and Lasers Conference*, Orlando, FL, USA, 6-9 lipca 1993
43. MENTER R.F., Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications, *AIAA Journal*, **32**, 1598-1605, 1994
44. <https://turbmodels.larc.nasa.gov/sst.html>
Model turbulencji $k-\omega$ SST Mentera [dostęp: 07.2024]
45. <https://www.openfoam.com/documentation/guides/v2112/doc/guide-turbulence-ras-k-omega-sst.html>
Model turbulencji $k-\omega$ SST w OpenFOAM [dostęp: 07.2024]

46. <https://www.openfoam.com/documentation/guides/latest/doc/guide-fos-forces-forcecoeffs.html>
Współczynniki sił w OpenFOAM [dostęp: 07.2024]
47. https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html
Walidacja NASA profilu NACA 0012 [dostęp: 07.2024]
48. <https://www.openfoam.com/documentation/guides/latest/doc/verification-validation-naca0012-airfoil-2d.html>
Walidacja OpenFOAM profilu NACA 0012 [dostęp: 07.2024]
49. https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012numerics_grids.html
Siatki numeryczne NASA profilu NACA 0012 [dostęp: 07.2024]
50. MCCROSKEY W.J., *A Critical Assessment of Wind Tunnel Results for the NACA 0012 Airfoil*, NASA-TM-100019, National Aeronautics and Space Administration, Ames Research Center: Moffett Field, CA, USA, 1987, <https://ntrs.nasa.gov/citations/19880002254>
51. LADSON C.L., *Effects of Independent Variation of Mach and Reynolds Numbers on the Low-Speed Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil Section*, NASA-TM-4074, National Aeronautics and Space Administration, NASA Langley Research Center: Hampton, VA, USA, 1988, <https://ntrs.nasa.gov/citations/19880019495>
52. LUCKRING J., Compressibility and leading-edge bluntness effects for a 65 deg delta wing, *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, USA, 5-8 stycznia 2004
53. LUCKRING J., A survey of factors affecting blunt-leading-edge separation for swept and semi-slender wings, *28th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Chicago, Illinois, USA, 18 czerwca-1 lipca 2010

Numerical study of the impact of Leading-Edge Vortex Controller configuration on the aerodynamics of a fighter aircraft

The work highlights some of the advantages of a novel type of a vortex creation device called the leading-edge vortex controller (LEVCON) on fighter jet aerodynamics. In the recent years, LEVCON has become a trending term in the military aircraft and is continuation of an existing and widely used aerodynamic solution called the leading-edge root extension (LERX). Leading-edge Vortec Controllers are designed to operate on the same principles as LERX, but their aim is to generate lift-augmenting vortices, i.e., vortex lift, at a broader range of angle of attack than LERX, but also serve as additional control surfaces, which improve flow around the aircraft during flight and augment maneuverability. To demonstrate the methodology, a custom delta wing fighter aircraft is introduced, and details about its aerodynamic configuration are provided. The LEVCON geometry is designed and then incorporated into an existing three-dimensional (3D) model of the aircraft in question. The research is conducted using OpenFOAM, a high-fidelity computational fluid dynamics (CFD) open-source software. The computational cases are designed to simulate the aircraft flight at stall velocities within a high range of angles of attack. The results are assessed and discussed in terms of aerodynamic characteristics and flow visualizations. A conclusion is drawn from the analysis regarding the perceived improvements in fighter jet aerodynamics. The analysis reveals that the introduction of the leading-edge vortex controller (LEVCON) into the studied fighter jet geometry has led to a significant improvement in lift generation and stall delay. Thanks to computational fluid dynamics (CFD) simulations, the impact of various LEVCON deflection angles could be explored, shedding light on their transformative influence on the aircraft aerodynamic characteristics.