

WOJSKOWA AKADEMIA TECHNICZNA

Im. Jarosława Dąbrowskiego



ROZPRAWA DOKTORSKA

mgr inż. Marcin Mateusz MICHALCZYK

„Modyfikacja wirów zaśmigłowych i ich wpływ na ciąg zespołu wentylatora otunelowanego”

Promotor: dr hab. inż. Krzysztof SZAFRAN

Promotor pomocniczy: dr inż. Adam DZIUBIŃSKI

WARSZAWA, 2021

Podziękowania

Pragnę złożyć serdeczne podziękowania Panu **dr hab. inż. Krzysztofowi Szafranowi** za nieocenioną pomoc udzieloną w trakcie przygotowywania pracy doktorskiej, cierpliwość i wyrozumiałość oraz nieustającą motywację do krytycznego spojrzenia na problematykę badawczą.

Dziękuję także Panu dr inż. Adamowi Dziubińskiemu za pomoc w przeprowadzaniu analiz badawczych.

Słowa podziękowania należą się także mojej rodzinie, która wspierała mnie duchowo. Mojej narzeczonej **Patrycji** za niezwykłą cierpliwość, z którą podchodziła do mnie każdego dnia podczas realizacji pracy doktorskiej, za jej wsparcie oraz wiarę w moje możliwości.

Od Autora

Niniejsza praca doktorska ma charakter analityczny i poświęcona jest badaniom zmian kształtu wiru zaśmigłowego otunelowanego zespołu napędowego, który powstaje dzięki zastosowaniu niekonwencjonalnego napędu elektrycznego.

Praca opisuje model innowacyjnego elektrycznego zespołu napędowego, w którym szczegółowo omówiono problematykę zastosowania elektrycznych napędów w lotnictwie. Zaprezentowano istniejące już prototypy napędów oraz koncepcje przyszłych statków powietrznych z napędem elektrycznym w lotnictwie ogólnego przeznaczenia (General Aviation).

Zaprezentowano elektryczny system napędowy składający się z wielu wentylatorów o relatywnie małej średnicy, rozmieszczonych wzdłuż rozpiętości płata. Zaproponowaną w pracy innowacyjnością jest sposób umieszczenia silnika elektrycznego i wynikające z tego możliwości zmiany kształtu wirów na końcówkach łopat śmigła. W skład wentylatora wchodzi otunelowanie, będące jednocześnie częścią konstrukcji nośnej jak i częścią statora bez szczotkowego silnika elektrycznego oraz wirnik z obręczą na zewnętrznej średnicy pełniące rolę wirnika silnika elektrycznego. Zaproponowane rozwiązanie konstrukcyjne pozwala wyeliminować piastę wirnika.

Omówiono wpływ zaproponowanej konstrukcji na zmianę kształtu wiru zaśmigłowego. Przeanalizowano wpływ zaproponowanych modyfikacji wentylatora na możliwość zastosowania go przy prędkościach rzędu 180 km/h.

Zastosowanie oprogramowania komputerowego ANSYS do dyskretyzacji i numerycznego rozwiązania cząstkowych równań różniczkowych opisujących mechanikę płynów, umożliwiło stworzenie modeli komputerowych wiernie odzwierciedlających badane zjawiska fizyczne. Badania porównawcze sprawdzające zachowanie się wentylatora przy wybranych zmiennych parametrach konstrukcyjnych badano za pomocą dwuwymiarowych modeli numerycznych mechanik płynów (2D CFD), natomiast obiecujące warianty wentylatora skorelowano z bardziej dokładnym trójwymiarowym modelem numerycznym mechaniki płynów (3D CFD). Omówiono możliwości wykorzystania stworzonych modeli i wyników symulacji do dalszych prac badawczych.

Na zakończenie przedstawiono ekonomiczne aspekty wdrożenia zaproponowanego innowacyjnego rozwiązania konstrukcyjnego do produkcji seryjnej, w tym problematykę studium wykonalności na potrzeby dalszych prac badawczo-rozwojowych i wdrożeniowych.

Spis Treści

1. WSTĘP.....	11
1.1. MOTYWACJA.....	11
1.2. HISTORIA ROZWOJU I ZASTOSOWAŃ WENTYLATORÓW	13
1.3. PRZYSZŁOŚĆ WENTYLATORÓW	22
2. PRZEGLĄD MODELI AERODYNAMIKI ŚMIGŁA.....	35
2.1. AERODYNAMIKA ŚMIGŁA.....	35
2.1.1. Teoria strumieniowa (impulsowa) Rankine'a – Froude'a	35
2.1.2. Teoria elementu łopaty śmigła.....	41
2.1.3. Teoria strumieniowa elementu łopaty śmigła	42
2.1.4. Teoria wirowa.....	43
2.2. AERODYNAMIKA WENTYLATORA	51
2.2.1. Strumieniowa teoria śmigła obudowanego	51
2.3. ELEKTRYCZNY SILNIK BEZSZCZOTKOWY.....	54
3. TEZA PRACY.....	55
3.1. POSTAWIENIE PROBLEMU BADAWCZEGO	55
3.2. TEZA PRACY	55
3.3. CEL PRACY	55
3.4. PLAN PRACY	55
4. ELEKTRYCZNY WENTYLATOR ZE ZMODYFIKOWANYM LUZEM SZCZELINOWYM.....	57
4.1. ZAŁOŻENIA TEORETYCZNE.....	57
4.2. ZAŁOŻENIA KONSTRUKCYJNE.....	58
4.2.1. Ogólne założenia konstrukcyjne	58
4.2.2. Wirnik.....	59
4.2.3. Otunelowanie	61
4.2.4. Wewnętrzna obręcz śmigła	61
5. DOBÓR WENTYLATORA.....	63
5.1. DOBÓR WIRNIKA.....	63
5.2. DOBÓR OTUNELOWANIA	71
5.3. DOBÓR WEWNĘTRZNEJ OBRĘCZY ŚMIGŁA (OBUDOWY PIASTY).....	74
6. MODEL NUMERYCZNY WENTYLATORA	75
6.1. OBLICZENIOWA MECHANIKA PŁYNÓW	75
6.1.1. Równanie Naviera-Stokesa.....	76
6.1.2. Model Turbulentny	78
6.1.3. Przepływ płynu w pobliżu ciała stałego.....	81
6.2. ALGORYTM ANALIZY.....	86
6.3. MODEL 3-D	86
6.3.1. Domena 3-D.....	87
6.3.2. Warunki brzegowe modelu 3-D	88
6.3.3. Rozwiązanie równań przepływu modelu 3-D (solver)	89

6.4.	MODEL 2-D.....	90
6.4.1.	Domena 2-D	90
6.4.2.	Warunki brzegowe modelu 2-D.....	91
6.4.3.	Rozwiązanie równań przepływu modelu 2-D (Solver)	92
7.	WYNIKI.....	93
7.1.	WYNIKI ANALIZY NUMERYCZNEJ 3-D	93
7.1.1.	Śmigło	93
7.1.2.	Wentylator	96
7.1.3.	Wentylator ze zmodyfikowanym kształtem luzu wierzchołkowego.....	99
7.2.	WPŁYW POŁOŻENIA SZCZELIN ORAZ KĄTA NATARCIA OTUNELOWANIA NA WARTOŚĆ GENEROWANEGO CIĄGU.....	105
7.2.1.	Korelacja modeli numerycznych 3D do 2D	105
7.2.2.	Wpływ rozmieszczenia szczelin na wartość generowanego ciągu	111
7.2.3.	Wpływ kąta natarcia profilu otunelowania na wartość generowanego ciągu	120
7.3.	KORELACJA MODELI 2D/3D	125
8.	WNIOSKI	129
9.	MODEL EKONOMICZNY	133
9.1.	BIZNES PLAN	133
9.2.	TECHNICZNE STUDIA WYKONALNOŚCI (TSW)	134
9.2.1.	Analiza rynku	135
9.2.2.	Analiza ekonomiczna.....	135
9.2.3.	Analiza techniczna.....	135
9.2.4.	Analiza strategiczna	136
9.3.	PRODUKCJA SERYJNA	136
10.	DALSZE PRACE	139
10.1.	WYELIMINOWANIE OBUDOWY PIASTY	139
10.2.	KSZTAŁT SZCZELIN	139
10.3.	CIENKIE PROFILE LOTNICZE WIRNIKA.....	140

Lista Symboli

a – Bezwymiarowa osiowa prędkość indukowana

c – Ciężka elementu łopaty śmigła [m]

C_F – Bezwymiarowy współczynnik ciągu

C_N – Bezwymiarowy współczynnik mocy

C_x – Bezwymiarowy współczynnik siły oporu

C_z – Bezwymiarowy współczynnik siły nośnej

D – Średnica śmigła [m]

F – Siła ciągu [N]

i, j, k – Współrzędne wektora prędkości w kartezjańskim układzie współrzędnych

I – Moment bezwładności [kgm^2]

M – Moment obrotowy śmigła [Nm]

$\dot{m}$ – Masowe natężenie przepływu [kg/s]

N – Moc [W]

p – Ciśnienie [Pa]

p_0 – Ciśnienie atmosferyczne [Pa]

p_1 – Ciśnienie przed dyskiem roboczym śmigła [Pa]

p_2 – Ciśnienie za dyskiem roboczym śmigła [Pa]

P_r – Współczynnik Prandtl'a

R – Promień śmigła [m]

S – Pole powierzchni śmigła [m^2]

U – Prędkość napływającej strugi powietrza [m/s]

V – Prędkość [m/s]

V_1 – Prędkość daleko za śmigłem [m/s]

V_i – Prędkość indukowana przez śmigło [m/s]

V_s – Prędkość na dysku roboczym śmigła [m/s]

W – Prędkość indukowana w kierunku normalnym do linii śrubowej [m/s]

α – Kąt natarcia

β – Kąt nastawienia łopaty

μ – Dynamiczny współczynnik lepkości [$Pa \cdot s$]

ρ – Gęstość powietrza [kg/m^3]

ϕ – Kąt napływu na element łopaty

Ω – Prędkość kątowa śmigła [rad/s]

Pozostałe wielkości zastały objaśnione w tekście.

Akronimy

AUVSI – Association for Unmanned Vehicle Systems International
CFD – Computational Fluid Dynamics (Komputerowa mechanika Płynów)
DEP – Distributed Electric Propulsion (Rozproszony Napęd Elektryczny)
DNS – Direct Numerical Simulation
EADS – European Aeronautical Defence and Space Company
GNU – General Public License
LDF – Levitating Ducted Fan (Wentylator Lewitujący)
LSA – Light Sport Airplane
MIT – Massachusetts Institute of technology
SEM – Siła elektromotoryczna
TSW – Techniczne Studia Wykonalności
VTDP – Vectored Thrust Ducted Propeller
VTOL – Vertical Take-off and Landing

1. WSTĘP

1.1. Motywacja

Napęd elektryczny w lotnictwie może przynieść znaczne korzyści. Na przykład niższe koszty utrzymania i większa niezawodność, wynikające z prostoty budowy silnika elektrycznego, a także niższy poziom hałasu. Zastosowanie silników elektrycznych pozwala na efektywny dobór liczby i umiejscowienia napędów, niepraktycznych lub niemożliwych do osiągnięcia przy użyciu silników spalinowych.

Rosnące koszty paliw kopalnych oraz większa świadomość związana z ochroną środowiska spowodowała zwiększone zainteresowanie alternatywnymi źródłami energii jak biopaliwa, napędy hybrydowe i w pełni elektryczne. W ciągu ostatnich lat podjęto wiele prób rozwoju technologii, które znacząco zredukują zużycie paliwa. Dziś takimi programami badawczymi chętnie chwala się największe firmy lotnicze jak Airbus, Rolls-Royce, General Electric czy Pratt & Whitney.

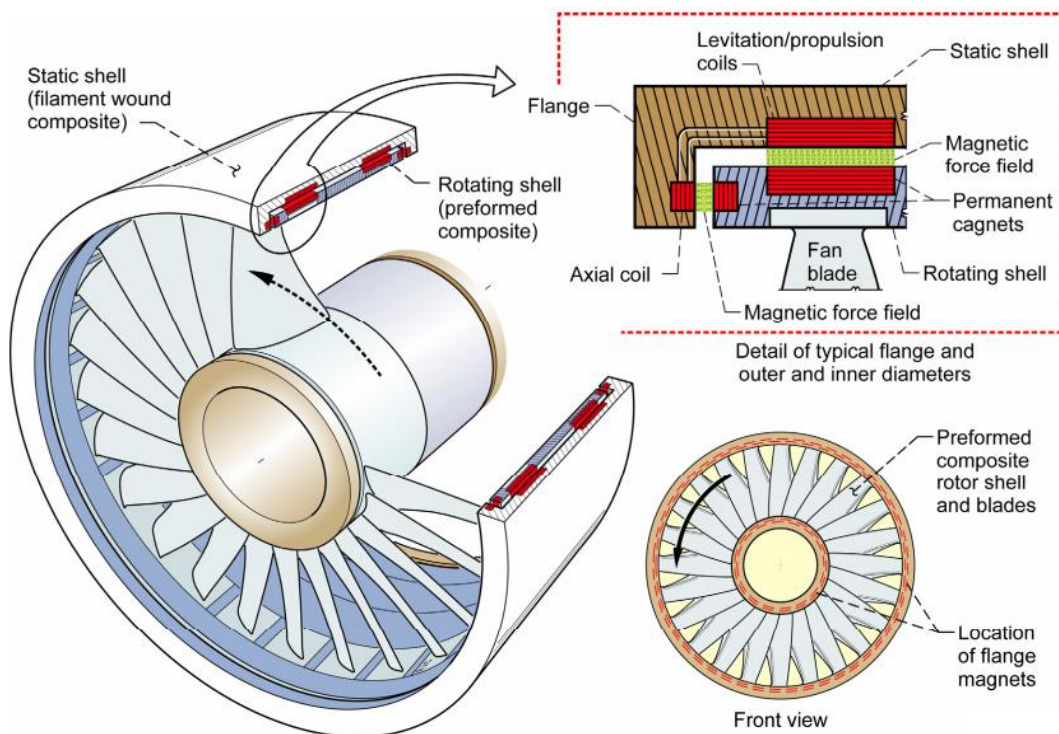
Dziś rozróżnić można dwie podstawowe kategorie statków powietrznych: samoloty oraz śmigłowce. Każda konstrukcja ma swoje wady i zalety, samoloty charakteryzuje duża prędkość lotu oraz duży zasięg, jednak potrzebują długiego pasa startowego. Helikoptery lub bardziej ogólnie wiroplaty, posiadają możliwość pionowego startu i lądowania, jednak są o wiele wolniejsze od samolotów, a zasięg jest znacznie mniejszy.

Zastosowanie wielu śmigieł rozmieszczonych wzdłuż rozpiętości płata, który z kolei może obracać się o 90 stopni w płaszczyźnie poprzecznej samolotu pozwala skonstruować samolot pionowego startu (VTOL), który w locie poziomym osiąga parametry lotu konwencjonalnego samolotu. Takie rozwiązanie zaproponowała Amerykańska Agencja Kosmiczna NASA przy projekcie GL-10. Koncept ten jest ciągle analizowany i wykorzystywany przez nowo powstające firmy lotnicze, jak chociażby Joby Aviation w swojej koncepcji S2. Rozmieszczenie elektrycznych śmigieł wzdłuż rozpiętości płata (DEP), powoduje wzrost ciśnienia dynamicznego na górnej powierzchni skrzydeł, umożliwiając lot przy mniejszych prędkościach bez potrzeby konstruowania skomplikowanej mechanizacji skrzydła [1].



Rys. 1. NASA-GL-10 (z lewej) oraz Joby S2 (z prawej) [1]

W 2006 roku NASA opracowało innowacyjny model wentylatora elektrycznego LDF, w którym silnik elektryczny znajduje się na zewnętrznej obręczy wirnika. Wentylator wyposażono w zestaw łożysk magnetycznych.



Rys. 2. Koncepcja 32-calowego wentylatora LDF [2]

Odpowiednio zmodyfikowana technologia LDF w połączeniu z korzyściami jakie niesie ze sobą konfiguracja DEP mogą w przyszłości wpłynąć na poprawę osiągnięć samolotów VTOL, natomiast odpowiednio zoptymalizowane otunelowanie przy małej średnicy może okazać się zasadnym wyborem nawet przy większych prędkościach lotu, mimo iż uważa się dziś, że zastosowanie wentylatorów powyżej prędkości 180 km/h jest nieefektywne [3].

1.2. Historia rozwoju i zastosowań wentylatorów

Wentylatory wykorzystywane są w przemyśle morskim od wielu dekad [4]. W 1934 roku Ludwig Kort [5] wykazał, że wzrost wydajności napędu lotniczego można osiągnąć otaczając śmigło otunelowaniem.

Swoje, co prawda niszowe, zastosowanie znalazły również w lotnictwie. Mimo iż są obecne w lotnictwie od kilku dekad, wiele zastosowanych aplikacji opiera się na wynikach obliczeń zawierających upraszczające założenia [6, 7] lub na wynikach modeli analitycznych [8].

Wentylatory w lotnictwie zaczęły być obecne na początku lat 40 ubiegłego wieku, kiedy tacy inżynierowie jak Frank Piasecki i Charles Zimmerman zaczęli swoje eksperymenty. Na początku lat 50-tych firma Hiller Aircraft skonstruowała unikatową nawet jak na obecne czasy latającą platformę napędzaną śmigłem znajdującym się wewnątrz otunelowania. W firmie odkryto, że otunelowanie o przekroju profilu lotniczego przyspieszało przepływ powietrza przed tarczą wentylatora. W trakcie prac badawczych odkryto także, że otunelowanie takie jest w stanie zwiększyć ciąg nawet o 40% w porównaniu do klasycznego śmigła o tej samej średnicy.

W tym samym czasie firma Piasecki Aircraft badała prototyp samolotu pionowego startu, bardzo podobnego do konstrukcji Hillera, jednak składającego się z dwóch wentylatorów między którymi znajdowało się miejsce dla 2 członków załogi.



Rys. 3. Hiller VZ-1 Pawnee (z lewej) [9] oraz Piasecki Airgeep II (z prawej) [10]

Już w latach 50-tych amerykańskie wojsko zdało sobie sprawę z korzyści wynikających z posiadania samolotu mogącego operować blisko pola walki, to jest takiego który będzie w stanie startować i lądować wykorzystując krótki pas startowy (STOL). Jednym z pierwszych samolotów tego typu był Doak VZ-4, oblatany w 1958 roku. Powstał tylko jeden prototyp, który na końcówkach skrzydeł miał zainstalowane 1,22 metrowe wentylatory napędzane

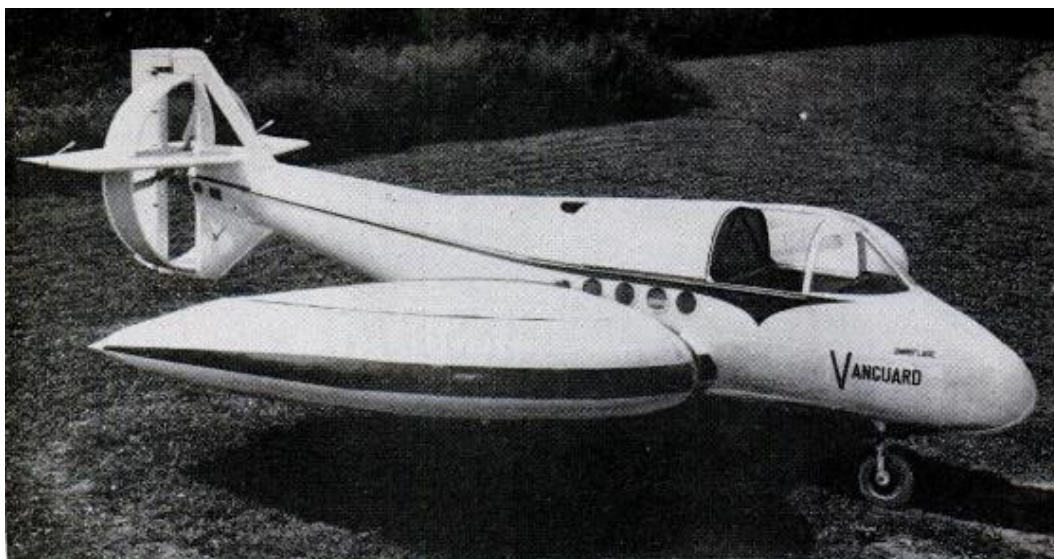
zamontowanym wewnątrz kadłuba silnikiem turbinowym Lycoming T53-L-1 o mocy 750 kW [11]. Wirniki mogły obracać się w osi poprzecznej, tak aby podczas startu i lądowania ciąg skierowany był pionowo. W zawisie, po uzyskaniu bezpiecznej wysokości możliwe było ustawienie wentylatorów tak aby ciąg skierowany był równoległe do wektora prędkości w locie konwencjonalnym. W tym czasie nie dysponowano komputerowym systemem wspomagania lotu, tak więc wszystkie problemy związane ze sterownością podczas przejścia z fazy startu pionowego do lotu poziomego kontrolowane musiały być manualnie przez pilota.



Rys. 4. Doak VZ-4 [12]

W 1959 roku dwóch byłych inżynierów firmy Piaseckiego założyło własną firmę Vanguard Air and Marine Corporation, w ramach której zaprojektowali i zbudowali samolot VTOL Vanguard 2C Omniplane [12]. Nietypowe skrzydła zawierały w sobie trzyłopatowe śmigła o średnicy 1,83 m napędzane silnikiem Lycoming O-540 o mocy 265 KM. Śmigła te pozwalały na pionowy start, natomiast w trakcie lotu poziomego, pokrywy nad śmigłami oraz żaluzje na dolnej powierzchni skrzydeł uszczelniały skrzydła zwiększając ich siłę nośną. Siła ciągu wytwarzana była za pomocą wentylatora umieszczonego na końcu kadłuba. Ster wysokości oraz kierunku umieszczone były za tylnym wentylatorem, natomiast dyferencjał pozwalał na cykliczną zmianę nastawienia kąta jego łopat, co umożliwiało kontrolę w osi podłużnej samoloty podczas pionowego wznoszenia. Testy naziemne rozpoczęły się jeszcze w 1959 roku i były poprzedzone badaniami pełnowymiarowego modelu w tunelu aerodynamicznym NASA.

Badania w locie doprowadziły do zniszczenia konstrukcji i zaprzestania badań w 1962 roku.



Rys. 5. Samolot Vanguard 2C Omniplane [13]

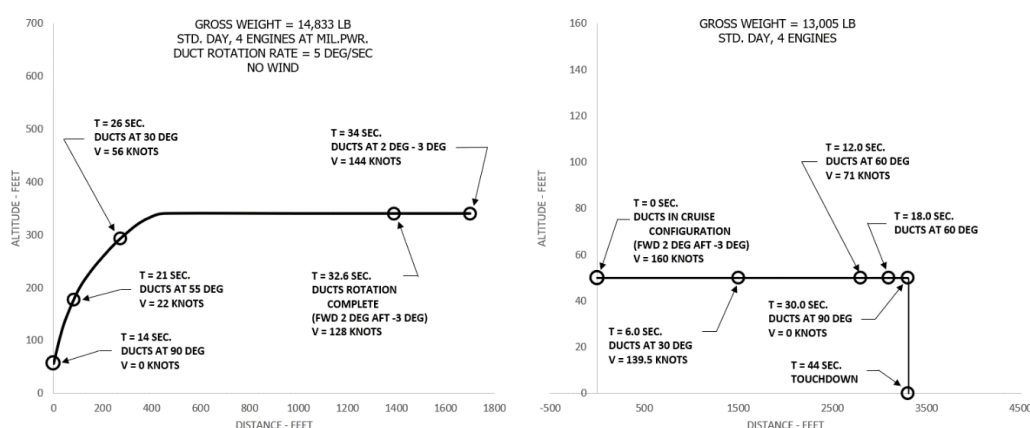
W latach 60-tych firma Piasecki wyprodukowała kilka wersji helikopterów serii 16H. Były to eksperymentalne maszyny zdolne do lotu z maksymalną prędkością równą 360 km/h. Sukces tego programu doprowadził do powstania kolejnych programów badawczych, co w 2007 roku zaowocowało oblotem śmigłowca Sikorsky X-49 SpeedHawk. Obie maszyny wykorzystywały otunelowane śmigło ogonowe (VTDP – Vectored Thrust Ducted Propeller), którego płaszczyzna ustawiona była prostopadle a nie równolegle do wektora prędkości lotu. Zastosowanie VTDP pozwoliło zwiększyć osiągi oraz masę użyteczną śmigłowca. Dziś wiele śmigłowców wykorzystuje otunelowanie śmigieł ogonowych do zwiększenia ich efektywności, jednak rozwiązanie firmy Piasecki wyróżnia się na tle innych i obecnie jest w fazie dalszych testów prowadzonych przez firmę Sikorsky.

Badania nad wentylatorami zaowocowały powstaniem konstrukcji Bell X-22 posiadającą 4 wentylatory o średnicy 2,13 m. Maszyna swój pierwszy lot odbyła w 1966 roku. Samolot ten miał klasyczny kadłub samolotu transportowego, jednak zamiast głównego płata nośnego, zaraz za kabiną pilota umieszczono 2 wentylatory, na końcach statecznika podłużnego umieszczono kolejne 2. Wirniki napędzane były czterema turbinami GE YT58-GE-8D za pomocą przekładni, co umożliwiało obrót wentylatorów wzdłuż ich osi poprzecznych. Taka konstrukcja umożliwiała zarówno start pionowy jak i skrócony start przy wentylatorach ustawionych pod kątem 45° do kierunku startu. Układ zaproponowany w tej konstrukcji pozwolił uniknąć problemów ze statecznością podczas fazy przejścia z lotu pionowego do konwencjonalnego. Rys. 7 przedstawia wykres misji dla optymalnego startu

i lądowania. Samolot już po około 30 sekundach był w stanie lecieć z prędkością około 90 km/h na wysokości 100 metrów.



Rys. 6. Śmigłowiec eksperymentalny Piasecki 16H-1 Pathfinder [14]



Rys. 7. Optymalny profil misji dla startu i lądowania samolotu Bell X-22 [15]

Samolot Bell X-22 pozwolił zbadać wiele aspektów związanych ze stabilnością lotu zarówno w fazie przejścia z zawisu do lotu konwencjonalnego, jak i wiele aspektów związanych ze stabilnością wentylatorów. Konstrukcja ta w wielkim stopniu przyczyniła się do powstania używanej do dziś przez piechotę morską Stanów Zjednoczonych konstrukcji – Bell-Boeing V-22 Osprey. Mimo

wielu pozytywnych aspektów związanych z zastosowaniem wentylatorów w konstrukcji X-22, dzisiejsze wersje rozwojowe posiadają śmigła niezabudowane co znacznie upraszcza konstrukcję.



Rys. 8. Bell X-22 (z lewej) [15] oraz Bell-Boeing V-22 Osprey (z prawej) [16]

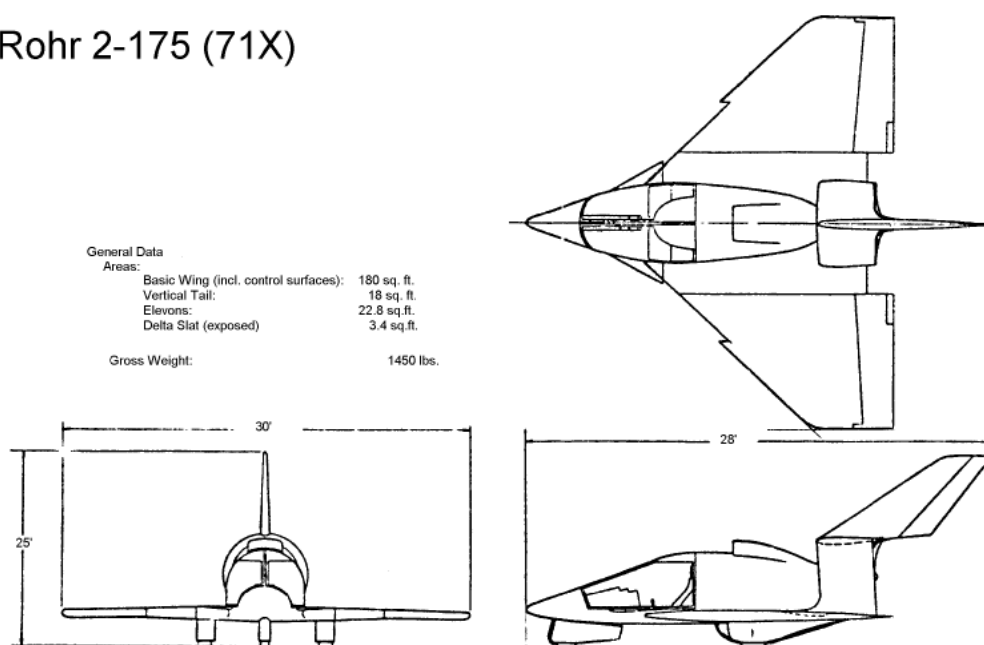
W 1967 roku francuska firma Nord Aviation ukończyła budowę prototypu samolotu N500 Cadet, który posłużył do zbadania możliwości budowy samolotu typu VTOL z wykorzystaniem koncepcji napędu Tilt Duct. Ta sama koncepcja wykorzystana została już wcześniej przez amerykańskich inżynierów przy prototypach takich jak Doak VZ-4 oraz Bell X-22, jednak francuska koncepcja różniła się kadłubem, przypominającym raczej ten znany ze śmigłowców. Samolot posiadał dwa silniki turbo-wałowe umieszczone obok siebie w tylnej części kadłuba, napędzające dwa półtorametrowe 6-cio łopatkowe wentylatory, które mogły obracać się o 90 stopni w osi poprzecznej, przy czym sterowanie ustawieniem wentylatorów odbywało się wyłącznie za pomocą ruchomych łopatek za wylotem dyszy. Pilot nie dysponował innymi mechanicznymi systemami kontroli ustawienia wentylatorów. Podczas zawisu w powietrzu, kontrola przechylenia możliwa była poprzez zmianę prędkości wirowania odpowiedniego wentylatora, natomiast kontrola pochylenia odbywała się poprzez odpowiednie ustawienie ruchomych łopatek sterowych. Pierwsze próby w locie wykonano w 1967 roku, jednak już w 1971 roku program badań został wstrzymany.

Projekt 71X rozpoczęty w 1971 roku w mieszczącej się w Kalifornii firmie Rohr Industries zaowocował bardzo ciekawą konstrukcją lekkiego samolotu napędzanego otunelowanym śmigłem pchającym. Firma postawiła sobie za cel skonstruowanie lekkiego, bardzo konkurencyjnego na ówczesnym rynku samolotu, który miał odróżniać się od konkurencji większą wydajnością, większym bezpieczeństwem użytkowania, dostępnością, wygodą oraz niższym kosztem utrzymania niż jakikolwiek inny samolot oferowany przez konkurencję.



Rys. 9. Samolot Nord Aviation N500 Cadet [17]

Rohr 2-175 (71X)



Rys. 10. Samolot Rohr 2-175 (71X) w trzech rzutach [18]

Pokrycie skrzydeł w kształcie delty wzmocnione zostało kompozytem szklanym. Za dwuosobowym kokpitem, do którego można było wygodnie dostać się za pomocą dużych poliwęglanowych drzwi, znajdowało się miejsce na drobny

bagaż. W kokpicie znajdował się tylko jeden drążek sterowy umieszczony centralnie, przez co dostępny był dla obu członków załogi. Podwozie stałe było bardzo sztywne, nie posiadało sprężyn ani żadnego innego systemu tłumienia, co odczuwalne było podczas lądowania a statecznik pionowy przymocowany był do otunelowania śmigła. W samolocie tym ciężko było znaleźć konwencjonalne rozwiązania, jednak te które zastosowano wydają się być bardzo dobrze przemyślane. Samolot zbudowany był tak aby zmieścił się w standardowym amerykańskim garażu, stąd wybór padł na skrzydła w układzie delta, co pozwoliło wyeliminować zastosowanie klasycznego układu ze statecznikami poziomymi, co z kolei znacznie skróciło długość samolotu. Aby maksymalnie zwiększyć odległość statecznika pionowego od środka ciężkości samolotu, zdecydowano się na umieszczenie go na górnej powierzchni otunelowania śmigła, najdalej odsuniętej części samolotu, która była w stanie wytrzymać siły powstające na usterzeniu. Taki wybór pozwolił na skonstruowanie statecznika o minimalnej powierzchni. Konstrukcja z kompozytu szklanego, była ryzykownym wyborem w 1974 roku, jednak pozwoliło to na znaczne zmniejszenie liczby elementów konstrukcji, co przełożyło się na niższe koszty wytwarzania. Całkowicie przezroczyste drzwi kokpitu wykonane zostały z poliwęglanu. Podwozie zawieszono bardzo nisko, tak aby samolot mógł mieścić się w garażu bez potrzeby demontażu statecznika pionowego. Wysokość podwozia wymierzona została tak aby podczas startu i lądowania, krawędź spływu skrzydeł nie dotykała podłoża.



Rys. 11. Pilot doświadczalny Don Westergren w samolocie Rohr 2-175 [18]

Skrzydła w kształcie delty generowały duży opór indukowany podczas startu, dlatego konstrukcja wymagała dość dużej siły ciągu. Uzyskanie niezbędnego ciągu przy rozsądnych wartościach mocy silnika i średnicy śmigła, skłoniło konstruktorów do zastosowania śmigła otunelowanego operującego przy dużych prędkościach obrotowych, rzędu 4400 obr/min. Do napędu śmigła użyto silnika Lycoming, który generował 150 koni mechanicznych. Wentylator składał się z czterołopatowego śmigła oraz sześciu prowadnic, pozwalając konstrukcji wznosić się z prędkością około 6,5 m/s z jednym pilotem na pokładzie.

Pierwszy lot doświadczalny odbył się w październiku 1974 roku. Samolot pilotował pilot doświadczalny Don Westergren, który zakomunikował konstruktorom, że mimo niestandardowego układu, samolot pilotuje się podobnie do konwencjonalnych maszyn. Skrzydła znajdowały się całkowicie poza polem widzenia pilota. Jedyna różnica w pilotowaniu dostrzegana była podczas podejścia do lądowania: skrzydła delta wymagały podejścia przy małej prędkości opadania, natomiast w strefie wpływu bliskości ziemi, samolot wykazywał tendencje do pochylania nosa w dół, jednak naturalne w takiej sytuacji ściągnięcie drążka sterowego na siebie, skutkowało kontaktem krawędzi spływu skrzydła z gruntem. Wykonano także jedno lądowanie z wyłączonym silnikiem, gdy tuż po starcie awarii uległo sprzęgło.

Szybko zdano sobie sprawę, że dzięki kompozytowej konstrukcji, samolot jest w stanie utrzymywać się na powierzchni wody. Testy modeli wykazały, że samolot był w stanie wykonywać starty i lądowania za pomocą hydro nart zarówno na wodzie, lodzie jak i śniegu, znacznie zwiększając jego wartość użytkową.

Mimo iż konstrukcja Rohr 2-175 nawet dziś wydaje się interesująca, projekt został wstrzymany z powodu kłopotów finansowych firmy. Do dziś nie zachował się żaden prototyp, a dokumentacja techniczna uległa zniszczeniu.

W roku 1979 pierwszy oblot wykonała kolejna ciekawa konstrukcja, która do napędu wykorzystywała wentylator - Edgley Optica. Samolot łączył widoczność helikoptera ze znakomitymi właściwościami lotnymi przy niskich prędkościach. Konstrukcja pierwotnie służyć miała jako 3 osobowy samolot turystyczny. Pierwszy prototyp wykorzystywał 160 konny silnik Avco Lycoming O-320, jednak kolejne prototypy wyposażono w mocniejsze, 200 konne silniki Lycoming IO-360. Dzięki zastosowaniu otunelowanego pięciłopatowego śmigła, Optica uważana jest za jeden z najcichszych na świecie samolotów [19].



Rys. 12. Samolot Edgley Optica [19]

Umieszczenie wentylatora za kokpitem, pozwoliło osiągnąć 270 stopniowy panoramiczny widok z kabiny oraz niemalże pionowy widok w dół, co czyni ten samolot tanią alternatywą dla fotografików i lotniczych służb patrolowych. Optica może przejąć wiele zadań obecnie wykonywanych przez śmigłowce, przy zasięgu i kosztach eksploatacji odpowiednich dla samolotu.

Samolot uzyskał certyfikat typu. Do tej pory wykonano kilkadziesiąt egzemplarzy, jednak wiele z nich uległo uszkodzeniu. Obecnie firma poszukuje nowych klientów w celu wznowienia produkcji [19].

Wentylatory powszechnie używane są od kilku dekad w poduszkowcach i sterowcach. Jednak ciekawe rozwiązanie zaproponowała nowozelandzka firma Martin Aviation. W 2008 zaprezentowała ona Jetpack – eksperymentalny ultralekki „samolot” VTOL. Sterowanie Jetpackiem odbywa się za pomocą klap sterowych umieszczonych za krawędzią spływu otunelowania, które wektorują ciąg urządzenia. Sterowanie bardzo podobne do tego zastosowanego wiele lat wcześniej w samolocie N500 Cadet.

Wentylatory napędzane są czterocylindrowym silnikiem w układzie V o mocy 150 kW przy 7000 obr/min, skonstruowanym przez firmę Martin Aviation specjalnie na potrzeby projektu Jetpack. Wentylatory posiadają po dwa węglowo-kewlarowe wirniki o średnicy 80 cm. Firma twierdzi, że ta nietypowa konstrukcja może być w przyszłości wykorzystana zarówno w wojsku jak i w policji, straży pożarnej, oraz do przewozu medycznego, umożliwiając szybszy transport do

miejsc trudno dostępnych drogą lądową, jednak obecna wersja pozwala jedynie na 30 minutowy lot, co odpowiada 20 km zasięgu [20].



Rys. 13. Martin Jetpack [20]

1.3. Przyszłość wentylatorów

W 2007 roku na konferencji zorganizowanej przez Międzynarodową Organizację Statków Bezzałogowych AUVSI (Association for Unmanned Vehicle Systems International), firma American Dynamics, zaprezentowała pełnowymiarowy model statku bezzałogowego AD-15, wykorzystującego 650 kW silnik turbo-wałowy Pratt & Whitney Canada PW200 do napędu dwóch wentylatorów zamontowanych na końcówkach skrzydeł. Program ten rozpoczęto dzięki rosnącemu zainteresowaniu bezzałogowymi samolotami typu VTOL UAV przez marynarkę Stanów Zjednoczonych. Rozmieszczenie wentylatorów przypomina rozwiązanie z samolotu Doak VZ-4 jednak konstrukcja wentylatora jest o wiele bardziej skomplikowana. Poza możliwością obrotu całego wentylatora w osi poprzecznej, same wirniki mają jeszcze możliwość niewielkiej zmiany kąta względem osi wzdluznej, co przy wykorzystaniu nowoczesnych komputerowych systemów stabilizacji lotu, znacznie zwiększa możliwości sterowania samolotu. System ten został opatentowany jako HTAL (High Torque Aerial Lift) i ciągle znajduje się w fazie testów. Nie jest znana planowana data pierwszych prób w locie.



Rys. 14. Samolot bezzałogowy American Dynamics AD-150 [21]

Izraelska firma Urban Aeronautics w 2009 roku przeprowadziła pierwsze testy w locie prototypu samolotu VTOL AirMule, napędzanego zestawem wentylatorów.

Konstrukcja zbudowana została na zlecenie Izraelskich Sił Obronnych do ewakuowania rannych żołnierzy za linią wroga. Obecnie do takich zadań najlepiej nadają się śmigłowce, jednak nie są one wolne od wad. Śmigłowiec może wylądować tylko na terenie wolnym od drzew i słupów wysokiego napięcia. Dzięki zastosowaniu wentylatorów, AirMule oferuje zwrotność śmigłowca, możliwość pionowego startu, przy czym ma zwiększone możliwości operacyjne w trudnym terenie. Samolot napędzany jest dwoma wentylatorami o średnicy 1,8 m, w układzie podobnym do tego użytego w konstrukcji Piasecki Airgeep. To co różni AirMule od konstrukcji Piaseckiego to zastosowanie dwóch dodatkowych wentylatorów pchających w locie poziomym. Firma Urban Aeronautics zapewnia, że zaproponowana konstrukcja pozwala na precyzyjną kontrolę lotu nawet przy prędkościach wiatru dochodzących do 90 km/h [22]. Maszyna jest w stanie wykonywać misje na zboczach gór, w centrach gęsto zabudowanych miast, umożliwia bezpieczny zawis blisko ścian budynków, czy ewakuację z dachu budynku otoczonego drutami wysokiego napięcia. Otunelowanie śmigieł sprawia, że każda misja w terenie z wieloma przeszkodami jest o wiele bezpieczniejsza zarówno dla załogi, personelu jaki dla samej maszyny. Firma planowała wdrożyć AirMule po 2020 roku jako samolot zgodny z warunkami typu FAR 27 lub FAR 29 w zależności od masy startowej.



Rys. 15. Samolot bezzałogowy Urban Aeronautics AirMule VTOL [22]

W 2011 roku oblatano pierwszy na świecie samolot typu Tilt Rotor napędzany energią elektryczną, skonstruowany przez firmę AgustaWestland. Samolot powstał jako demonstrator technologii, który miał przygotować firmę do otwarcia się na nową gałąź przemysłu lotniczego jaką bez wątpienia staną się w przyszłości samoloty napędzane energią elektryczną.



Rys. 16. Samolot elektryczny AgustaWestland Project Zero [23]

Konstruktorzy skopiowali podstawowe założenia z opisanej wcześniej konstrukcji Vanguard 2C Omniplane. Oczywiście skorzystano z dostępnych dzisiaj rozwiązań inżynierii materiałowej jak i dzisiejszej wiedzy na temat aerodynamiki oraz możliwości jakie daje komputerowe wspomaganie analizy mechaniki płynów. Zmodyfikowano główny zamysł umiejscowienia wentylatorów i w odróżnieniu od samolotu Vanguard 2C, rozwiązanie firmy AgustaWestland pozwala na obrót wentylatorów tak aby podczas konwencjonalnego lotu płaszczyzna robocza śmigła ustawiona była prostopadle do wektora prędkości

lotu. Takie rozwiązanie niesie dwie korzyści: na skrzydle powstaje efekt Coandy, jednak ważniejszą cechą tego rozwiązania była możliwość wyeliminowania śmigła pchającego.

Po wykonanych próbach w locie firma AgustaWestland przystąpiła do analizy danych i zbadania użytych w projekcie rozwiązań technologicznych w obecnych i przyszłych produktach. Skonstruowany specjalnie na potrzeby Projektu Zero aktywny system sterowania łopatom wirnika, który eliminuje potrzebę użycia tarczy sterującej oraz oddzielnego układu tłumiącego drgania, może zostać użyty przez firmę w konwencjonalnym śmigłowcu AW139 [24]. W obecnej konfiguracji prototyp jest w stanie latać tylko przez około 10 minut, jednak firma twierdzi, że w najbliższym czasie rozwój baterii wydłuży ten czas do około 90-100 minut.

European Aeronautic Defence and Space Company (EADS) zaprezentowała w 2011 roku na targach lotniczych pod Paryżem swoją koncepcję elektrycznego samolotu pasażerskiego przyszłości.

Koncepcja zakłada, że dwa litowo-jonowe akumulatory nowej generacji zasilą dwa bardzo wydajne silniki elektryczne wykorzystujące nadprzewodniki, które z kolei napędzałyby wentylator z dwoma wirnikami obracającymi się w przeciwnym kierunku, znajdujący się w tylnej części kadłuba. Podobnie jak w konstrukcji Rohr 2-175 usterzenie przymocowane jest do otunelowania wentylatora z tą różnicą, że VoltAir wykorzystuje usterzenie motylkowe. Projekt zakłada, że baterie znajdować się będą w przedniej dolnej części kadłuba, przez co łatwiej będzie je wymieniać między lotami. Firma EADS przewiduje, że wraz z rozwojem technologii, silniki elektryczne wraz z bateriami przekroczą stosunek mocy do masy dzisiejszych silników turbowentylatorowych.



Rys. 17. Samolot EADS Airbus VoltAir [25]

Zaproponowana przez Airbusa koncepcja znacząco odbiega od samolotów jakie znamy dzisiaj, jednak jest ona bardzo przemyślana i możliwe, że właśnie ona wyznaczy trendy w lotnictwie komercyjnym przyszłości. Kadłub zaprojektowano dla optymalnego stosunku średnicy do długości, znacznie minimalizując jego opór aerodynamiczny, przy zachowaniu dużej przestrzeni użytkowej. Odpowiednie umiejscowienie wentylatorów pozwala zmniejszyć ślad aerodynamiczny generowany przez kadłub, co dodatkowo zmniejsza jego opór a dodatkowo poprawia opływ powietrza na skrzydłach pozbawionych silników. Ponieważ masa akumulatorów nie zmienia się podczas lotu, odpowiednie umiejscowienie ich zmniejsza poziom skomplikowania wyważenia zarówno podczas konstruowania nowego typu samolotów, ale także zmniejsza poziom skomplikowania załadowania samolotu, co może przełożyć się na skrócenie czasu między lądowaniem a startem.

Firma Airbus nie określiła, kiedy projekt VoltAir może zamienić się w produkt dostępny na rynku, niemniej jednak z dużą dozą prawdopodobieństwa można stwierdzić, że nie stanie się to przed rokiem 2030. Koncepcję, która ma szanse wzbić się w powietrze znacznie wcześniej zaprezentowała firma pracująca nad swoją wersją samolotu jutra – Zunum Aero. Firma ta pracuje nad swoimi koncepcjami 10-cio oraz 50-cio osobowych samolotów od 2013 roku i jest wspierana finansowo przez takie firmy jak Boeing czy JetBlue.

Projekt Zunum Aero zakłada, że samoloty napędzane będą przez dwa wentylatory umieszczone blisko statecznika podobnie jak dzisiejsze samoloty typu Business Jet napędzane silnikami turbowentylatorowymi. Wentylatory napędzane będą silnikami elektrycznymi, które w przypadku lotów krótko i średniodystansowych zasilane będą wyłącznie przez baterie. W przypadku dłuższych lotów oraz aby spełnić wymagania FAR dotyczące możliwości dolotu do lotniska awaryjnego, wymagany zapas energii pochodzić będzie od generatora. Projekt zakłada 40% redukcję kosztów operacyjnych w porównaniu do samolotów spalinowych [26]. Firma planowała pierwszy oblot po 2020 roku w ramach zmodyfikowanych na potrzeby samolotów elektrycznych przepisów FAR 23 [27]. Pierwszy prototyp przeznaczony do testów w locie ma być dziewiętnastomiejsowym samolotem średniego zasięgu (około 1300 km).



Rys. 18. Samolot Zunum Aero [26]

Kolejną futurystyczną wizję elektrycznego samolotu napędzanego wentylatorem zaprezentowała w 2013 roku firma Terrafugia. Latający samochód TF-X jest ciągle w bardzo wczesnej fazie rozwoju, dlatego firma nie deklaruje, kiedy samolot będzie dostępny na rynku. Wyposażony ma być w bardzo wiele nowoczesnych rozwiązań, niektóre z nich nie są jednak jeszcze w pełni rozwinięte.

W założeniu ma to być latający samochód, tak więc aby mógł on wygodnie i bezpiecznie operować na ziemi skrzydła automatycznie składają się po wylądowaniu tak aby szerokość samolotu spełniała wymagania pojazdów dopuszczonych do ruchu naziemnego. System automatycznego składania się skrzydeł jest rozwojową wersją tego skonstruowanego na potrzeby pierwszego samolotu firmy: Terrafugia Transition. Sterowanie samolotem w locie odbywać się będzie podobnie jak w samolotach o klasycznym układzie jednak, aby uniknąć potrzeby szkolenia samolotowego, firma planuje zastosować sterowanie za pomocą automatycznego pilota, który w ostatecznej wersji ma ograniczyć udział pilota do wpisania na mapie punktów startu i lądowania.

Ten czteroosobowy samolot pozwala na pionowy start za pomocą napędzanych silnikami elektrycznymi śmigieł umieszczonych na końcówkach skrzydeł. Śmigła otwierają się za pomocą siły odśrodkowej, podobnie jak te używane obecnie w motoszybowcach. W locie poziomym śmigła pozostawać będą w pozycji złożonej, siła nośna generowana będzie na łamanych skrzydłach o małym wydłużeniu natomiast ciąg wytwarzany będzie za pomocą wentylatora napędzanego silnikiem spalinowym.



Rys. 19. Samolot Terrafugia TF-X [28]

Terrafugia przewiduje, że TF-X będzie miał zasięg około 800 km, prędkość przelotową rzędu 320 km/h oraz 500 kW mocy każdego silnika elektrycznego. Ruchome kłapy sterowe za otunelowaniem pełnią rolę stateczników.

Zaprezentowaną przez Terrafugię konstrukcję czeka niewątpliwie szereg modyfikacji. Użycie 500 kW silników elektrycznych wiąże się z ogromnym zapotrzebowaniem na energię elektryczną. Przy obecnym stanie technologicznym baterie ważyłyby nieakceptowalnie dużo. Dodatkowo przy tak dużej mocy ciężko będzie rozwiązać problem z chłodzeniem baterii z powodu dużego zapotrzebowania na prąd elektryczny w krótkim czasie. Kolejną poważną wadą, która nasuwa się przy studiowaniu koncepcji jest fakt użycia krótkich skrzydeł. Duży wpływ oporów indukowanych może spowodować, że cała konstrukcja okaże się mało efektywna ekonomicznie. Autor uważa, że zasadne jest ryzyko niedoboru siły ciągu przy nawet średnich prędkościach lotu. Bardzo duża część powierzchni roboczej wentylatora przysłonięta jest kadłubem i możliwe, że nawet zastosowanie odpowiednio skonstruowanego otunelowania może okazać się niewystarczające, aby uzyskać prognozowane osiągi.

Terrafugia TF-X nie jest wolna od wad koncepcyjnych, jednak fakt, że jest dopiero na wstępnym etapie projektowym oraz to, że nie jest to pierwsza konstrukcja firmy daje nadzieję, że w relatywnie niedalekiej przyszłości powstanie udany lekki samolot VTOL rozwiązujący wiele problemów dzisiejszych środków transportu.

Inne ciekawe połączenie zastosowania napędu elektrycznego i wentylatora, jednak w bardziej klasycznym układzie zaprezentowała firma Airbus w samolocie E-Fan. Ten w pełni elektryczny samolot wykonał swój pierwszy lot na pokazach lotniczych w Farnborough w Anglii w 2014 roku. Dwuosobowy samolot wykorzystuje akumulatory litowo-jonowe o pojemności energetycznej przekraczającej 200 Wh/kg, które łącznie dostarczają 29 kWh energii przy masie 167 kg. Otunelowane, ośmiłopatowe wirniki napędzane są za pomocą 30 kW silników elektrycznych. Prędkość przelotowa samolotu wynosi około 160 km/h a maksymalna nawet 220 km/h. Samolot jest w stanie latać do 60 minut. Planowano rozpoczęcie produkcji seryjnej tego samolotu, który dzięki dobrym właściwościom lotnym i niskim kosztom eksploatacyjnym idealnie nadawałby się

do szkolenia pilotów, jednak w 2017 roku ogłoszono, że samolot nie wejdzie do produkcji seryjnej, a firma Airbus skupi się na rozwoju regionalnego samolotu pasażerskiego o napędzie hybrydowym, który miałby wejść na rynek około 2030 roku.



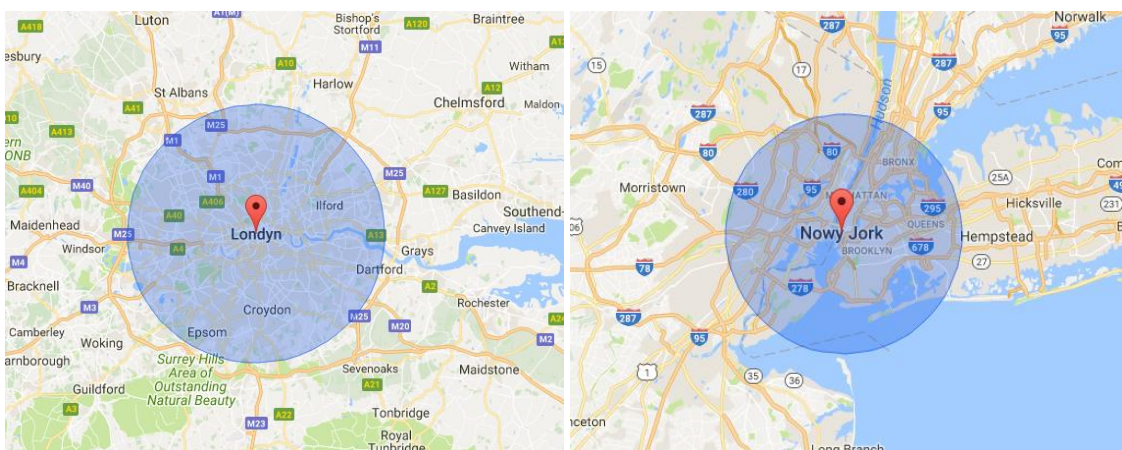
Rys. 20. Samolot Airbus E-Fan [29]

Zainteresowanie wentylatorami połączonymi z napędem elektrycznym jest bardzo widocznym trendem rozwijanym przez firmę Airbus. W 2017 roku zaprezentowano dwie bardzo ciekawe koncepcje lotniczego transport krótkodystansowego (np. miejskiego) wykorzystującego te dwa rozwiązania.

Pierwszą z nich jest koncepcja CityAirbus. Ta konstrukcja idealnie sprawdziłaby się jako alternatywa dla miejskiej taksówki czy transportu medycznego. Założenia koncepcyjne przewidują, że maszyna będzie mogła zabrać na pokład 4 osoby, przy czym żadna z nich nie będzie pilotować maszyny; będzie ona wykonywać w pełni autonomiczny lot. Każdy z czterech wentylatorów posiada 2 przeciwstawne wirniki, każdy napędzany 100 kW silnikiem elektrycznym firmy Siemens [30]. Pierwszy demonstrator jest wyposażony w baterie, które pozwalają na lot przy prędkości 120 km/h przez 15 minut. Ten niedługi czas lotu jest wystarczający jednak, żeby z prędkością 120 km/h pokonać dystans około 25 km, co pozwala wygodnie przemieszczać się w obrębie nawet największych aglomeracji świata.



Rys. 21. Konceptyjny samolot VTOL Airbus CityAirbus [30]



Rys. 22. Miasta Londyn (z lewej) oraz Nowy Jork (z prawej) z zaznaczonym obszarem o promieniu 25 km.

Jeszcze ciekawszy jest koncept Airbus Pop.Up. Zaproponowany modułowy środek transportu jest przeznaczony zarówno do jazdy jak i lotu. Zestaw składa się z kabiny, która jest w stanie pomieścić 2 osoby i lekki bagaż, 4 kołowego modułu naziemnego oraz modułu powietrznego składającego się z 4 wentylatorów napędzanych silnikami elektrycznymi.



Rys. 23. Koncepcja transportu miejskiego Airbus Pop.Up [31]

Dzięki możliwości łączenia kabiny z modułami, użytkownik może pozostać przez całą podróż w tej samej kabynie, nie martwiąc się zmianą poszczególnych etapów podróży. Zastosowanie sztucznej inteligencji pozwoli w przyszłości zminimalizować zużycie energii elektrycznej podczas podróży, wykorzystując moduł z wentylatorami tylko w tych fragmentach podróży w których będzie on opłacalny, na przykład, aby ominąć korki na drogach.

Airbus jest świadomy, że pomyślnie wdrożenie koncepcji jak ta wymaga współpracy przemysłu i organów legislacyjnych zarówno lotniczych jak i motoryzacyjnych a także współpracy z lokalnymi organami rządowymi w zakresie infrastruktury, jednak firma wierzy, że w przyszłości transport miejski będzie wykorzystywał automatyczne systemy modułowe podobne do zaprezentowanego [31].

Także w 2017 roku mała kanadyjska firma Airvinci zaprezentowała koncepcję jednoosobowego wiroplata o niekonwencjonalnej konstrukcji. Wentylator o dwumetrowej średnicy zawiera 2 przeciwstawne wirniki, które są w stanie unieść ponad 110 kg masy na wysokość 3 km i pokonać dystans 100 km. Średnica wirnika jest na tyle mała, aby śmigłowiec mógł zmieścić się w przydomowym garażu oraz aby bezpiecznie wykonywać manewry startu i lądowania nawet w gęsto zabudowanym terenie.

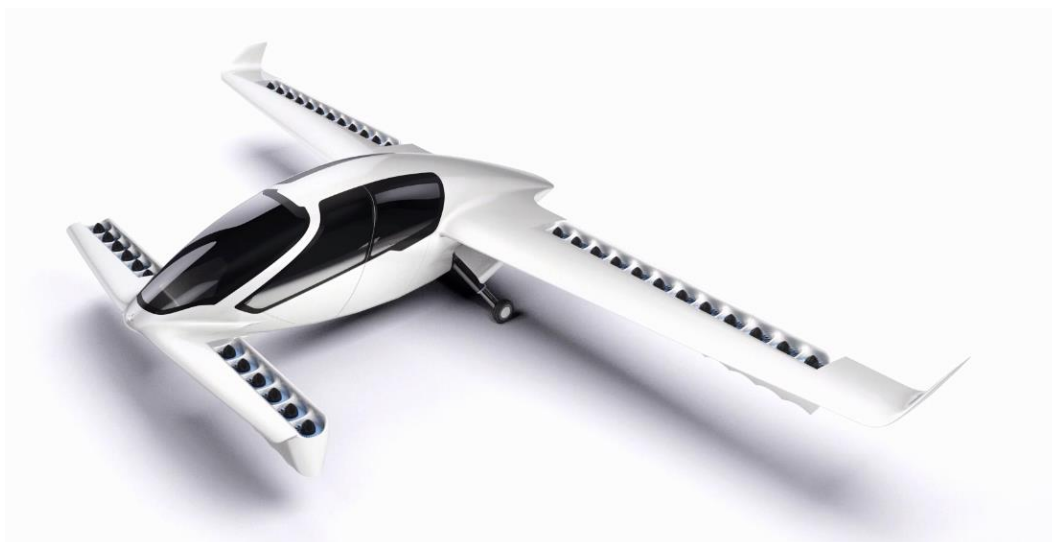


Rys. 24. Śmigłowiec Airvinci [32]

Średnica wirnika jest niemal identyczna do tej z wiroplata Hillera i można odnieść wrażenie, że to właśnie ta maszyna była inspiracją dla konstruktorów Airvinci. Wiropląt waży około 115 kg, dzięki czemu będzie mógł być certyfikowany jako ultralekki wiropląt. Każdy z dwóch wirników napędzany jest oddzielnym 28 konnym silnikiem spalinowym, pozwalając na lot poziomy z maksymalną prędkością około 70 km/h. Prędkość lotu Airvinci jest dużo mniejsza od tych jakie oferują konwencjonalne samoloty GA oraz śmigłowce, jednak porównując Airvinci do naziemnych środków transportu jest on w stanie znacząco skrócić czas podróży w zatłoczonych aglomeracjach miejskich.

W zamyśle konstruktorów Airvinci nie jest alternatywą dla samolotów czy śmigłowców, ale dla samochodów czy autobusów i może być użyty jako szybki środek transportu. Przewidziano możliwość odłączenia kabiny pilota, co pozwoli zamienić ten ciekawy wiropląt w drona zdolnego transportować przesyłki lub bezzałogowo patrolować wyznaczony teren.

Rosnące zainteresowanie inżynierów elektrycznym napędem otunelowanym potwierdza kolejny prototyp, Lilium Jet, który swój pierwszy bezzałogowy lot testowy wykonał w 2017 roku. Ten dwuosobowy lekki samolot pionowego startu jest konstruowany przez firmę Lilium Aviation znajdującą się w Inkubatorze Przedsiębiorczości Europejskiej Agencji Kosmicznej pod Monachium.



Rys. 25. Samolot elektryczny Lilium Jet [33]

Lilium Jet klasyfikowany jest jako lekki samolot sportowy (LSA), co ogranicza ten zbudowany z kompozytu węglowego samolot do lotów wyłącznie w dzień przy dobrych warunkach pogodowych. W pełni elektryczny napęd eliminuje emisję szkodliwych spalin jak i redukuje poziom hałasu podczas startu i lądowania. Samolot wyposażony będzie w nowoczesną awionikę składającą się z dotykowych ekranów, a panoramiczna kabina dodatkowo zwiększa bezpieczeństwo w przestrzeni powietrznej gęsto zabudowanej aglomeracji miejskiej. Samolot Lilium ma być wyposażony w system asekuracyjny pilota, który ma uniemożliwić wykonanie niebezpiecznego manewru.

Napęd samolotu składa się z 36 elektrycznych wentylatorów o łącznej mocy około 320 kW. Wentylatory o małej średnicy rozmieszczono wzdłuż rozpiętości płata, podobnie jak w przypadku projektu badawczego NASA LEAPTech [34]. Prędkość przelotowa samolotu wynosić ma co najmniej 250 km/h przy zasięgu rzędu 300 km. Masa pustego, pierwszego dwuosobowego prototypu wynosi 600 kg a maksymalna masa startowa około 800 kg.

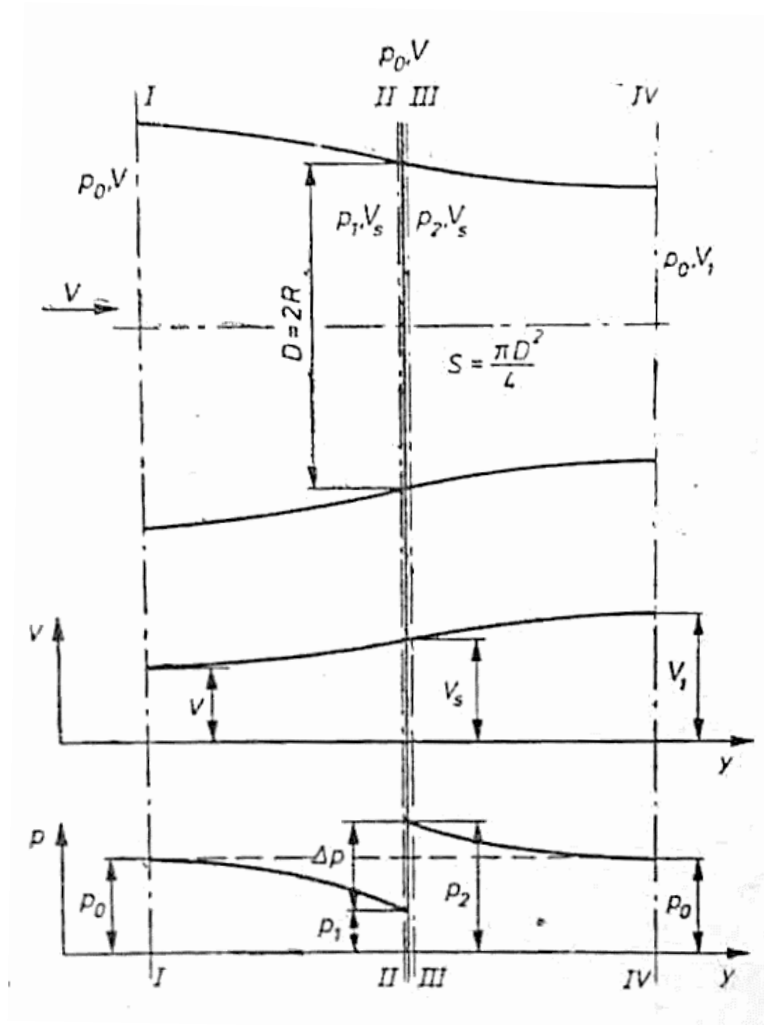
Firma sukcesywnie zamyka poszczególne etapy procesu budowy pierwszego prototypu, włączając udane próby w locie bezzałogowym. Lilium z powodzeniem pozyskuje kolejnych inwestorów, a bliska współpraca z Europejską Agencją Bezpieczeństwa Lotniczego daje szansę na szybkie zakończenie prac nad kolejną pięcioosobową wersją tej koncepcji.

2. PRZEGLĄD MODELI AERODYNAMIKI ŚMIGŁA

2.1. Aerodynamika śmigła

2.1.1. Teoria strumieniowa (impulsowa) Rankine'a – Froude'a

Teoria strumieniowa jest pierwszym znanym modelem teoretycznym objaśniającym pracę śmigła, jednocześnie najprostszym. Został on stworzony przez brytyjskiego inżyniera Wiliama Froude'a [35] oraz szkockiego fizyka Wiliama Rankine'a [36]. Twórcy teorii pracowali nad modelem śruby okrętowej, jednak teoria ta jest powszechnie używana także w lotnictwie. Teoria strumieniowa nie wiąże właściwości geometrycznych śmigła z jego parametrami aerodynamicznymi, jednak pozwala na powiązanie mocy napędu z generowanym ciągiem i polem prędkości, co może być punktem wyjścia do bardziej złożonych modeli matematycznych opisujących pracę śmigła.



Rys. 26. Schemat przepływu przez śmigło, zgodny z teorią strumieniową [56]

Założono znaną powierzchnię dysku śmigła S (Rys. 26), która generuje ciąg F . Stały rozkład wektora siły ciągu wzdłuż promienia dysku jest równoznaczny założeniu o nieskończonej liczbie łopat. Kolejnym założeniem jest jednowymiarowy rozkład prędkości wzdłuż promienia strugi.

Przepływ podzielono na cztery powierzchnie kontrolne (Tabela 1):

Powierzchnia Kontrolna	Nazwa
I	„daleko przed” śmigłem
II	„tuż przed” śmigłem
III	„tuż za” śmigłem
IV	„daleko za” śmigłem

Tabela 1. Powierzchnie kontrolne śmigła.

Skokowy wzrost ciśnienia statycznego Δp na dysku roboczym śmigła powoduje stopniowy wzrost prędkości przepływającego powietrza. Ciśnienie statyczne na pierwszej oraz ostatniej powierzchni kontrolnej jest stałe, równe ciśnieniu atmosferycznemu. Oznacza to, że ciśnienie statyczne spada od pierwszej do drugiej płaszczyzny kontrolnej, aby następnie skokowo wzrosnąć między płaszczyznami II i III, i znowu spaść między płaszczyznami III i IV.

Ponieważ jednym z założeń teorii strumieniowej jest nieuwzględnianie ściśliwości płynu, skok ciśnienia wyznaczyć można za pomocą równań Bernoulliego:

$$\text{Płaszczyzny I i II:} \quad p_0 + \frac{1}{2}\rho V^2 = p_1 + \frac{1}{2}\rho V_s^2 \quad (2.1)$$

$$\text{Płaszczyzny III i IV:} \quad p_2 + \frac{1}{2}\rho V_s^2 = p_0 + \frac{1}{2}\rho V_1^2 \quad (2.2)$$

Rozwiązując powyższy układ równań otrzymano równanie opisujące skok ciśnienia i siły ciągu:

$$\Delta p = p_2 - p_1 = \rho(V_1^2 - V)/2 \quad (2.3)$$

$$F = \rho\pi R^2 \Delta p \quad (2.4)$$

Ponieważ na czwartej powierzchni kontrolnej prędkość powietrza jest większa niż na pierwszej, a ciśnienie statyczne jest równe ciśnieniu atmosferycznemu, musi istnieć siła satysfakcjonująca układ równań Bernoulliego, która może być określona jako pęd strumienia za śmigłem pomniejszony o wartość pędu strumienia przed śmigłem:

$$F = \rho\pi R^2 V_s (V_1 - V) \quad (2.5)$$

W równaniu (2.5) wyrażenie $\rho\pi R^2 V_s$ opisuje masowe natężenie przepływu na II lub III płaszczyźnie kontrolnej.

Porównując powyższe równania siły ciągu (2.4) i (2.5) otrzymano równania opisujące prędkość na dysku roboczym śmigła (2.6) oraz prędkość za śmigłem (2.7):

$$V_s = (V_1 + V)/2 \quad (2.6)$$

$$V_1 = V + 2V_i \quad (2.7)$$

gdzie V_i określa prędkość indukowaną przez śmigło.

Z równania (2.7) wynika, że prędkość indukowana przez śmigło *daleko* za jest dwa razy większa niż w płaszczyźnie roboczej śmigła. Zależność tą potwierdzają także bardziej zaawansowane teorie wirowe.

Zgodnie z równaniem (2.4), ciąg generowany przez śmigło równy jest masowemu natężeniu przepływu pomnożonemu przez różnicę prędkości *daleko* za śmigłem oraz *daleko przed* śmigłem. W związku z tym równanie to można przedstawić w prostszej formie:

$$F = \dot{m}\Delta V \quad (2.8)$$

Wartość ciągu określić można także za pomocą skokowej zmiany ciśnienia statycznego na powierzchni śmigła:

$$F = S\Delta p \quad (2.9)$$

Prędkość przepływu powietrza na powierzchni śmigła określić można z równań (2.1), (2.2), (2.4) oraz (2.6) jako $V_s = (V - V_1)/2$. Prędkość przepływu na powierzchni śmigła określić można także jako $V + V_i$. Prędkość powietrza *daleko* za śmigłem określić można jako $V_1 = V + 2V_i$, a więc ciąg śmigła zapisać można jako:

$$F = \rho S(V + V_i)(2V_i) \quad (2.10)$$

Za pomocą teorii strumieniowej można także oszacować wartość mocy niezbędnej do napędu śmigła, jednak wartość ta będzie mniejsza niż rzeczywista, ponieważ teoria ta nie uwzględnia strat powstałych z powodu zawirowań przepływu za krawędzią spływu łopaty śmigła. Moc obliczona jest jako przyrost energii kinetycznej strumienia powietrza przepływającego przez powierzchnię śmigła:

$$N = \dot{E}_{k2} - \dot{E}_{k\infty} = \frac{1}{2}\rho S(V + V_i)[(V - 2V_i)^2 - V^2] = F(V + V_i) \quad (2.11)$$

Sprawność śmigła można określić jako stosunek mocy użytecznej, FV_1 , do mocy oddanej przez śmigło:

$$\eta = \frac{FV_1}{P} = \frac{1}{1 + V_i/V} \quad (2.12)$$

Aby łatwo określić, jak została zmieniona prędkość niezaburzonego powietrza przepływającego przez powierzchnię dysku śmigła wprowadzono nowy parametr, bezwymiarową osiową prędkość indukowaną $a = (V - V_s)/V$, a więc ciąg śmigła przedstawić można jako:

$$F = 2\rho SV^2 a[1 - a] \quad (2.13)$$

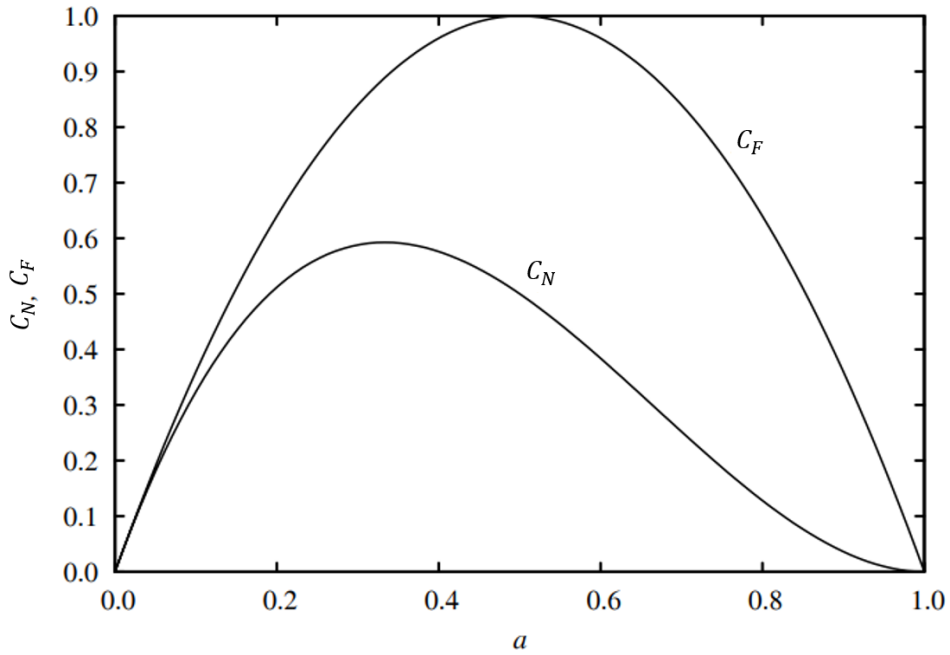
a w bezwymiarowej formie jako:

$$C_F = \frac{F}{\left[\frac{1}{2}\rho SV^2\right]} = 4a[1 - a] \quad (2.14)$$

Analogicznie, posługując się bezwymiarową osiową prędkością indukowaną można określić moc w naturalnej formie oraz w formie bezwymiarowej:

$$N = 2\rho SV^3 a[1 - a]^2 \quad (2.15)$$

$$C_N = \frac{N}{\left[\frac{1}{2}\rho SV^3 a[1 - a]^2\right]} = 4a[1 - a]^2 \quad (2.16)$$



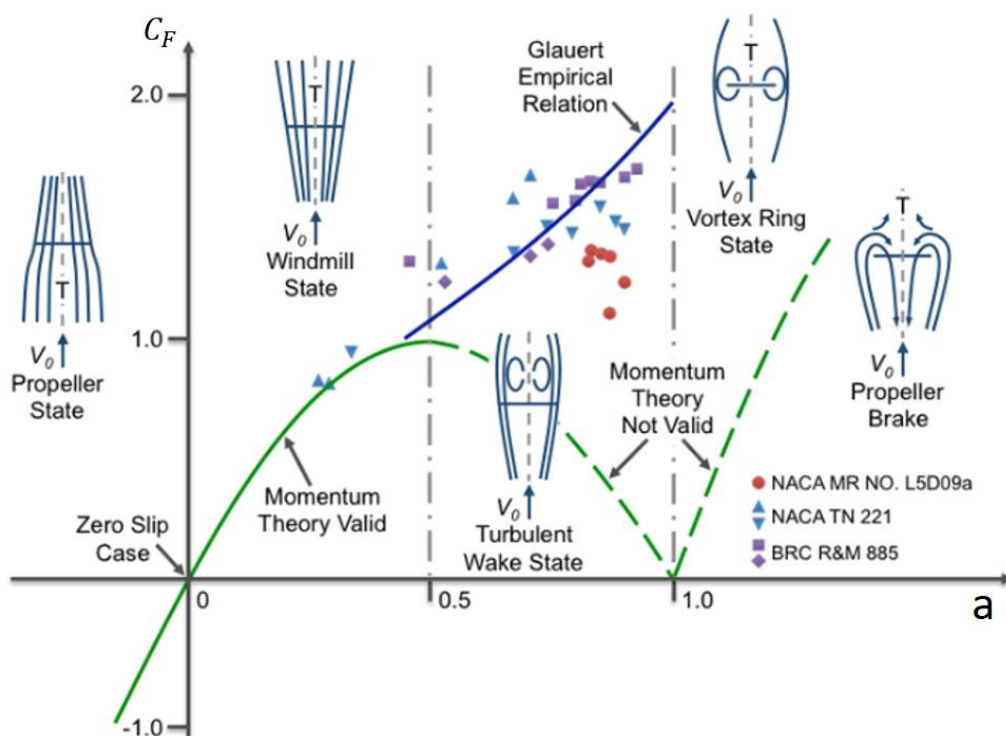
Rys. 27. Współczynnik ciągu C_F i mocy C_N w funkcji bezwymiarowej osiowej prędkości indukowanej a

Szukając maksymalnych wartości z równania (2.14) oraz (2.16), można zauważyć, że największa bezwymiarowa wartość ciągu ($C_F = 1$) wypada dla $a = 0.5$, natomiast największa wartość współczynnika mocy ($C_N = 0.593$) wypada dla $a = 1/3$. Niezależnie od rodzaju śmigła, tylko 59% energii kinetycznej przepływającego powietrza może być zaabsorbowane przez śmigło. Prawo to zostało sformułowane przez Alberta Betza w 1920 roku i często określa się je limitem Betza [37].

Rys. 28 przedstawia bezwymiarowy współczynnik ciągu C_F w funkcji bezwymiarowej osiowej prędkości indukowanej a . Dla parametru $a < 0$, śmigło generuje ciąg, czyli odbiera energię od pędnika i przekazuje ją do otaczanego

powietrza. W przedziale $0 < a < \sim 0.4$ śmigło jest w stanie wiatraka, gdzie siła generowana przez śmigło jest skierowana zgodnie z wektorem napływającego powietrza, czyli stwarza opór.

Druga połowa paraboli w zakresie $0.5 < a < 1$ narysowana jest przerywaną linią co symbolizuje, że teoria strumieniowa jest tutaj niewłaściwa. Śmigło znajduje się w stanie wiatraka turbulentnego, gdzie zamiast ciągu generowany jest opór, który wzrasta wraz ze wzrostem parametru a aż do osiągnięcia wartości równej 1. Gdy bezwymiarowa osiowa prędkość indukowana osiąga wartość równą 1, śmigło znajduje się w stanie pierścienia wirowego. Tworzy się wtedy toroidalny obszar przepływu, w którym powietrze wielokrotnie przepływa przez płaszczyznę obrotu śmigła. W obszarze tym załamują się modele teoretyczne opierające się na teorii strumieniowej [38].



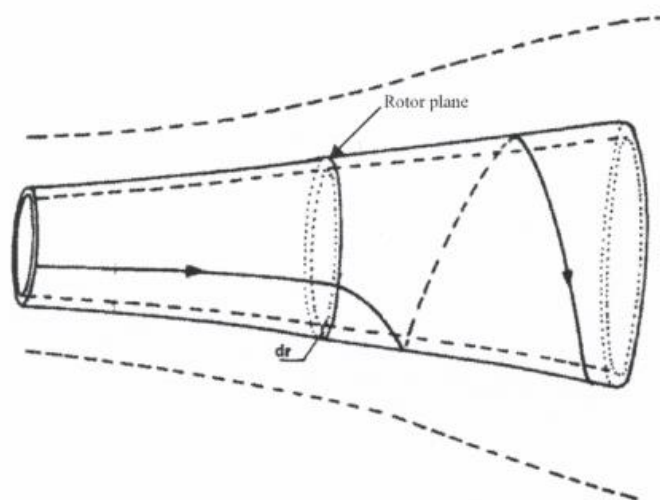
Rys. 28. Współczynnik ciągu C_F w funkcji bezwymiarowej osiowej prędkości indukowanej a^1

Podstawową wadą teorii strumieniowej Rankine'a - Froude'a jest to, że nie uwzględnia ona kształtu i liczby łopat. We wstępnych obliczeniach korzystnie jest oszacować wielkości osiągow generowanych przez śmigło, bez potrzeby określenia szczegółów technicznych tego śmigła. Gdy tematem analizy jest jednak samo śmigło, gdy szukane są parametry geometryczne, teorii strumieniowej zastosować nie można.

¹ Symbole na Rys. 28 przedstawiają wyniki pomiarów uzyskanych przez Glauerta w latach 30-tych XX wieku.

Wpływ obrotu śladu za śmigłem

Zasada zachowania momentu pędu wymusza obrót nitki strumienia powietrza za powierzchnią roboczą śmigła.



Rys. 29. Schemat zawirowania strugi powietrza indukowanej przez śmigło

Teorię strumieniową można zmodyfikować tak aby uwzględnić wpływ zawirowania strugi za śmigłem [39]. W tym celu założenia o jednowymiarowym przepływie strugi powietrza za śmigłem oraz jednolitym rozkładzie ciśnienia statycznego w przekroju strugi powietrza muszą zostać zastąpione następującymi założeniami:

1. Przepływ powietrza daleko przed śmigłem posiada tylko osiową składową prędkości.
2. Zawirowane strugi powietrza dają się podzielić na serię nie przecinających się, pierścieniowych nitek wirowych.
3. Prędkość kątowna strumienia powietrza daleko za śmigłem jest niska, co pozwala wprowadzić założenie, że ciśnienie statyczne jest równe ciśnieniu statycznemu otoczenia.

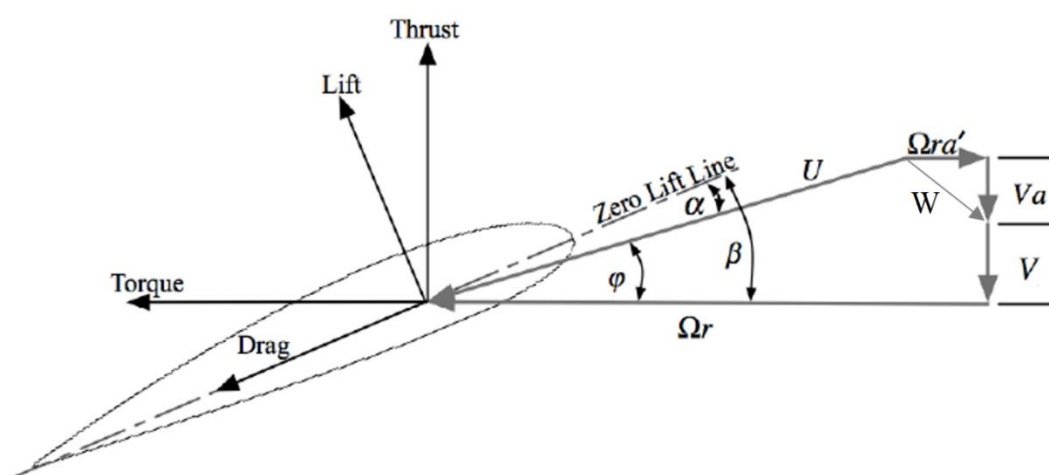
Uwzględniono składową kątową prędkości strumienia powietrza, jednak założenie, że przepływ jest bezwirowy jest ciągle w mocy. Zakładając moment pędu wokół osi zgodny z osią symetrii nitki powietrza, moment obrotowy śmigła można wyznaczyć za pomocą równania:

$$M = \frac{dF}{dt} = \frac{dI\omega}{dt} = \frac{dm}{dt} \omega r^2 \quad (2.17)$$

2.1.2. Teoria elementu łopaty śmigła

Dzięki teorii strumieniowej, za pomocą prostych równań można wyznaczyć moc potrzebną do napędu śmigła oraz siłę ciągu jaką to śmigło jest w stanie wytworzyć. Teoria ta nie wiąże jednak tych wielkości z geometrycznymi parametrami śmigła. Pierwszą teorią uwzględniającą parametry geometryczne śmigła był model pracy śruby zaprezentowany przez polskiego inżyniera Stefana Drzewieckiego [40].

W modelu tym, łopata śmigła podzielona została na niekończenie wiele przekrojów w osi równoległej do osi obrotu śmigła. Każdy z tych przekrojów posiada charakterystyki aerodynamiczne odpowiadające mu profilu lotniczego. Poszczególne przekroje śmigła nie oddziałują na siebie, a więc charakterystyki każdego przekroju traktowane są jako skrzydło o nieskończenie małej rozpiętości.



Rys. 30. Rozkład sił na profilu lotniczym, zgodnie z teorią elementu łopaty

Prędkość napływającej strugi jest wypadkową prędkości obrotowej śmigła Ωr , prędkości napływu niezaburzonego powietrza V oraz prędkości indukowanej przez śmigło W . Elementarną siłę nośną oraz elementarny moment obrotowy na przekroju śmigła można wyrazić można jako:

$$dF = \frac{1}{2} ic \rho U^2 (C_z \cos \varphi - C_x \sin \varphi) dr \quad (2.18)$$

$$dM = \frac{1}{2} ic \rho U^2 (C_z \sin \varphi + C_x \cos \varphi) r dr \quad (2.19)$$

Element łopaty będzie wytwarzał ciąg i pobierał moc od jednostki napędowej, gdy spełniony zostanie warunek:

$$\left. \begin{aligned} 1 - \frac{c_x}{c_z} \tan \varphi &> 0 \\ 1 + \frac{c_x}{c_z} \operatorname{ctg} \varphi &> 0 \end{aligned} \right\} \quad (2.20)$$

Przeważnie przy analizie lub projektowaniu śmigła, prędkości napływających strug niezaburzonego powietrza oraz prędkość obrotowa śmigła są znane, jednak prędkość indukowana przez śmigło w zależy od siły generowanej na profilu śmigła, a więc prędkość napływającej strugi U nie jest znana i wyznacza się ją posługując się teorią pędu [41].

2.1.3. Teoria strumieniowa elementu łopaty śmigła

Prędkość indukowaną w rozłożyć można na składową osiową V_a oraz styczną V_t . Styczna składowa tej prędkości spowodowana jest reakcją powietrza na moment generowany przez śmigło a lokalna wartość określona jest jako ωr , gdzie r to promień śmigła. Prędkość tę często określa się w formie współczynnika stycznej prędkości indukowanej przez śmigło a' .

$$a' = \frac{\omega}{2\Omega} \quad (2.21)$$

Z teorii strumieniowej wiadomo, że współczynnik osiowej prędkości indukowanej przez śmigło określić można jako:

$$a = \frac{V_i}{V} \quad (2.22)$$

Używając tak zdefiniowanych współczynników, osiową oraz lokalną styczną prędkość indukowaną zapisać można następująco:

$$V_a = V(1 + a) \quad (2.23)$$

$$V_t = \Omega r(1 - a') \quad (2.24)$$

Kąt natarcia napływającej strugi powietrza oraz jej prędkość obliczyć można za pomocą funkcji kąta φ :

$$\tan \varphi = \frac{V(1+a)}{\Omega r(1-a')} \quad (2.25)$$

$$U = \frac{V(1+a)}{\sin \varphi} \quad (2.26)$$

Wpływ prędkości indukowanej w płaszczyźnie śmigła najbardziej widoczny jest na końcówce łopaty śmigła. Nitki wirowe powstałe na łopacie śmigła tworzą ślady w kształcie linii śrubowych oraz odgrywają istotny wpływ na rozkład prędkości indukowanej wzdłuż rozpiętości łopaty śmigła. Rozkład ten uwzględnia się w równaniu siły ciągu i momentu obrotowego za pomocą współczynnika Prandtla [42].

W pobliżu końcówki łopaty śmigła, powietrze ma tendencję do przepływu z obszaru o wysokim ciśnieniu (dolna powierzchnia profilu łopaty) do obszaru o niskim ciśnieniu (górna powierzchnia profilu łopaty), negatywnie wpływając na całkowitą siłę ciągu śmigła. Wpływ ten uwzględnić można za pomocą współczynnika Prandtla zaczerpniętego z teorii linii nośnej skrzydła:

$$P_r = \frac{2}{\pi} \cos^{-1}(e^{-f}) \quad (2.27)$$

gdzie:

$$f = \frac{i}{2} \frac{R-r}{2r \sin \varphi} \quad (2.28)$$

Do oszacowania rozkładu prędkości indukowanej śmigła w pobliżu piasty śmigła, posłużyć się można zmodyfikowanym równaniem (2.28):

$$f_p = \frac{i}{2} \frac{r-R_p}{2r \sin \varphi} \quad (2.29)$$

Zgodnie z teorią pędu, ciąg generowany przez przekrój śmigła na promieniu r , składa się z wydatku masowego pomnożonego przez prędkość indukowaną, co można przedstawić posługując się współczynnikiem osiowej prędkości indukowanej jako:

$$dF = 4\pi r \rho V^2 (1+a) a P_r dr \quad (2.30)$$

Moment obrotowy generowany przez przekrój śmigła na promieniu r , jest równy składowej stycznej wektora pędu oddanej do strugi powietrza w jednostce czasu, co odpowiada wydatkowi masowemu pomnożonemu przez odcinek promienia i kątową prędkość indukowaną:

$$dM = 4\pi r^3 \rho V \Omega (1+a) a' P_r dr \quad (2.31)$$

Lokalna wypadkowa prędkość indukowana przez śmigło W może być wyznaczona za pomocą iteracyjnego rozwiązania układów równań (2.18) i (2.30) oraz (2.19) i (2.33). Tak wyznaczone parametry a i a' :

$$a = \left(\frac{4P_r \sin^2 \varphi}{\sigma(C_z \cos \varphi - C_x \sin \varphi)} - 1 \right)^{-1} \quad (2.32)$$

$$a' = \left(\frac{4P_r \sin \varphi \cos \varphi}{\sigma(C_z \sin \varphi - C_x \cos \varphi)} + 1 \right)^{-1} \quad (2.33)$$

pozwalają określić całkowitą prędkość indukowaną U , a ta z kolei pozwala określić osiągi śmigła.

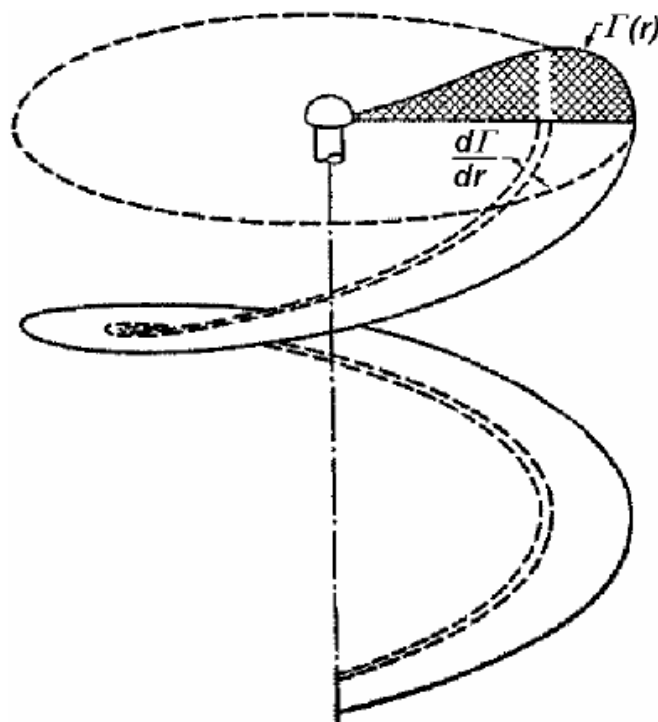
2.1.4. Teoria wirowa

Teoria wirowa śmigła jest rozwinięciem teorii linii nośnej skrzydła zaproponowanej przez Prandtla. Łopatę śmigła postrzegać można jako obracające się skrzydło o dużym kącie zwichrowania, więc zgodnie z propozycją Betza [43], podobnie jak dla skrzydła możliwe jest zdefiniowanie wiru wierzchołkowego. Przykład takiego wiru widoczny jest na Rys. 31.



Rys. 31. Wizualizacja wiru wierzchołkowego 2-łopatowego śmigła. (a) – [44],
(b) – [45]

Geometryczną definicję łopaty śmigła zastąpiono linią nośną (pojedynczym wirem związanym), której wartość cyrkulacji jest stała na całej długości i wynosi Γ , natomiast na końcu i początku linii wirowej, wartość cyrkulacji wynosi 0. Wzdłuż krawędzi spływu, łopata śmigła generuje wiry o wartości $d\Gamma/dr$. Ze względu na charakter ruchu łopaty śmigła, ślad wiru spływającego z krawędzi spływu porusza się po drodze zbliżonej do linii śrubowej, Rys. 32. Wiry na krawędzi spływu przyjęłyby idealny kształt linii śrubowej, gdyby nie wpływały na zachowanie się sąsiadujących nitek wirowych. Z pewnym przybliżeniem, kształt linii śrubowej wirów można założyć dla śmigieł o niskim współczynniku ciągu.



Rys. 32. Rozkład cyrkulacji wzdłuż nitki wirowej reprezentującej łopatę śmigła

Wzrost prędkości generowanej przez śmigło w kierunku osiowym zmienia się wraz ze wzrostem odległości za śmigłem, kąt linii śrubowej nitki wirowej także ulega zmianie. Kąt ten jest różny nie tylko w płaszczyźnie osiowej, ale także promieniowej. Betz udowodnił, że dla śmigła o optymalnej sprawności, kształt śladu wirowego za śmigłem musi przybierać postać idealnej linii śrubowej (powierzchni helikoidalnej), a więc ślad ten musi poruszać się ze stałą prędkością w kierunku osiowym [43].

Betz założył, że mały przyrost cyrkulacji $\Delta\Gamma$ w danym punkcie linii nośnej (reprezentującej łopatę śmigła), spowoduje mały wzrost siły ciągu śmigła ΔF oraz wzrost jego momentu ΔM . Zmianom tym musi towarzyszyć zmiana energii nitki wirowej w śladzie, która z kolei wpływa na zmianę prędkości indukowanej przez śmigło oraz rozkład sił wzdłuż rozpiętości łopaty. Z powyższego wywodu wynika, że zmiana wartości ciągu i momentu śmigła nie wynika wprost z przyłożenia cyrkulacji w danym punkcie nitki wirowej, ale z powodu zmiany rozkładu cyrkulacji wzdłuż całej długości linii nośnej. Stosunek wzrostu pracy wykonanej przez śmigło do mocy silnika określić można za pomocą współczynnika k :

$$k = \frac{V\Delta F}{\Omega\Delta M} \quad (2.34)$$

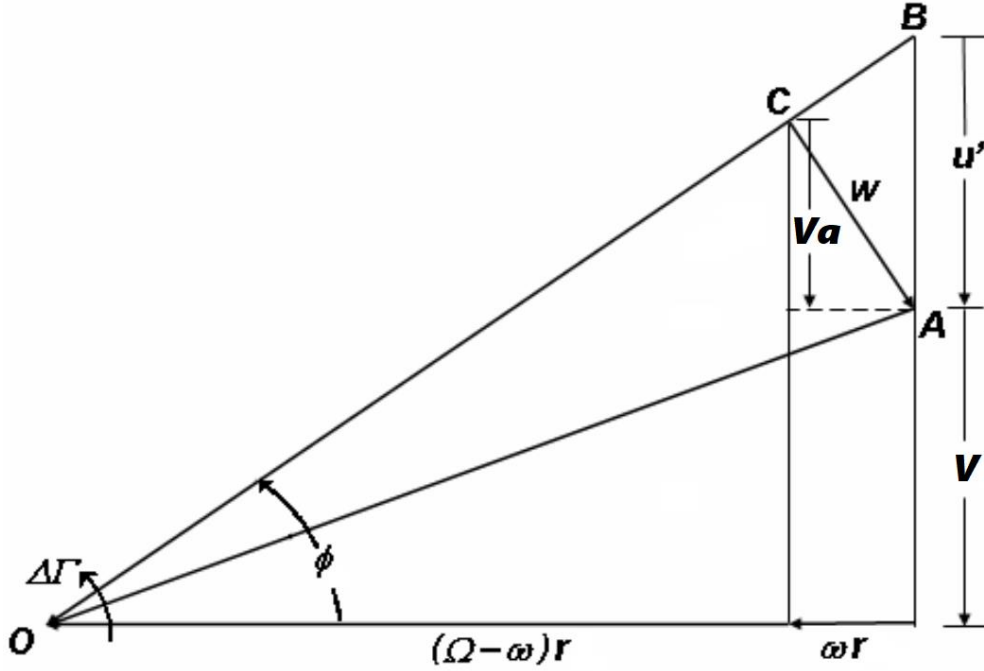
Dla optymalnego śmigła, współczynnik ten musi być stały wzdłuż rozpiętości łopaty śmigła. W innym przypadku dla danego przyrostu mocy, przyrost ciągu zmieniałby się w zależności, w którym punkcie linii nośnej przyłożono by przyrost cyrkulacji $\Delta\Gamma$.

Wartość siły ciągu oraz pobranej mocy wyznaczyć można znając zachowanie się powietrza daleko w śladzie za śmigłem. W związku z tym wspomniany wyżej przyrost cyrkulacji powodujący przyrost siły ciągu przyłożyć można nie do linii nośnej, ale także do jakiegokolwiek punktu należącego do nitki wirowej spływającej z łopaty śmigła. Wynikiem takiego działania powinien być taki sam przyrost siły nośnej i momentu śmigła jakiego spodziewać by się można po przyłożeniu takiego samego przyrostu cyrkulacji do linii nośnej. Ponieważ przyrost cyrkulacji i związany z nim ślad wirowy znajduje się teraz daleko za śmigłem, rozkład sił na linii nośnej nie ulegnie zmianie, co oznacza, że zmiana siły ciągu oraz momentu śmigła spowodowana jest zmianą wartości cyrkulacji daleko w śladzie za śmigłem.

Przyrost cyrkulacji $\Delta\Gamma$ porusza się z taką samą prędkością (osiową oraz kątową) z jaką porusza się linia nośna. Prędkości indukowana w punkcie przyłożenia przyrostu cyrkulacji, daleko w śladzie śmigła składa się ze składowej osiowej, V_a oraz składowej prostopadłej, ωr . Tak więc całkowita wartość prędkości powietrza daleko w śladzie (w punkcie przyłożenia $\Delta\Gamma$) w kierunku osiowym wynosi $V + V_a$, oraz $(\Omega - \omega)r$ w kierunku prostopadłym. Odcinek $\overline{AO}$ (Rys. 33) reprezentuje wektor prędkości całkowitej $\Delta\Gamma$, natomiast odcinek $\overline{CO}$ reprezentuje wektor prędkości $\Delta\Gamma$ odniesiony do prędkości niezaburzonej strugi powietrza V . Wektor ten jest styczny do linii śrubowej poruszającej się nitki wirowej w analizowanym punkcie, daleko w śladzie za śmigłem. Wektor u' określić można jako „prędkość przemieszczenia”.

Wartość kąta nachylenia linii śrubowej określić można za pomocą:

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{V + V_a}{(\Omega - \omega)r} \quad (2.35)$$



Rys. 33. Schemat prędkości powietrza daleko w śladzie za śmigłem

Posługując się schematem prędkości z Rys. 33, z teorii Kutta-Jukowskiego [46], wartość siły ciągu oraz moment śmigła wyznaczyć można za pomocą:

$$\Delta F = \rho \Delta \Gamma (\Omega - \omega) r dr \quad (2.36)$$

$$\Delta M = \rho \Delta \Gamma (V + V_a) r dr \quad (2.37)$$

Posługując się współczynnikiem k , wyznaczyć można zależność:

$$r \operatorname{tg} \varphi = \frac{V}{k \Omega} \quad (2.38)$$

Powyższe równanie zapisać można także jako:

$$\frac{V + u'}{\Omega} = \frac{V}{k \Omega} \quad (2.39)$$

Dalej modyfikując równanie, wyznaczyć można wartość prędkości przemieszczenia jako:

$$u' = \frac{1-k}{k} V \quad (2.40)$$

Wartość prędkości indukowanej w kierunku normalnym do linii śrubowej określa równanie:

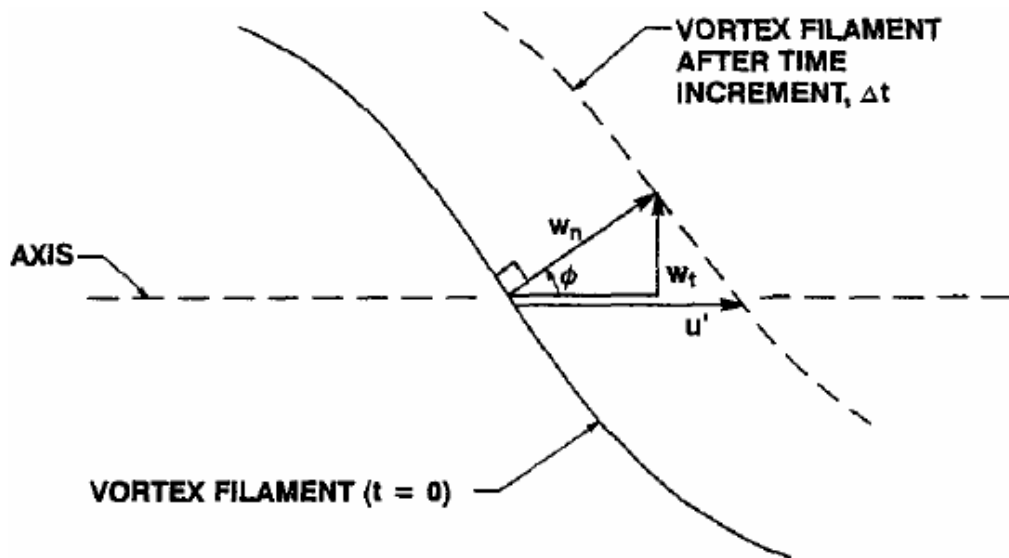
$$w = u' \cos \varphi = \frac{1-k}{k} V \cos \varphi \quad (2.41)$$

Składowe osiową i styczną prędkości indukowanej określają równania:

$$w_a = u' \cos^2 \varphi = V_a \quad (2.42)$$

$$w_T = u' \cos \varphi \sin \varphi = r\omega \quad (2.43)$$

Zgodnie z teorią Betza, optymalne śmigło posiada ślad aerodynamiczny o kształcie linii śrubowej, która porusza się w kierunku osiowym z prędkością u' , jednak nie obraca się, tak aby spełnić powyższe równania. Inna możliwa interpretacja wskazuje, że ślad aerodynamiczny może przyjąć kształt powierzchni wirowych poruszających się równoległe do siebie z prędkością w . Mimo, że druga interpretacja wydaje się poprawna z punktu widzenia fizyki, to pierwszy model jest częściej używany w praktyce z powodu jego prostoty. Jak wykazano na Rys. 34. Prędkość przemieszczenia w śladzie aerodynamicznym śmigła [47], prędkość powietrza w śladzie w kierunku stycznym do linii śrubowej zastąpiono przyrostem prędkości w kierunku osiowym.

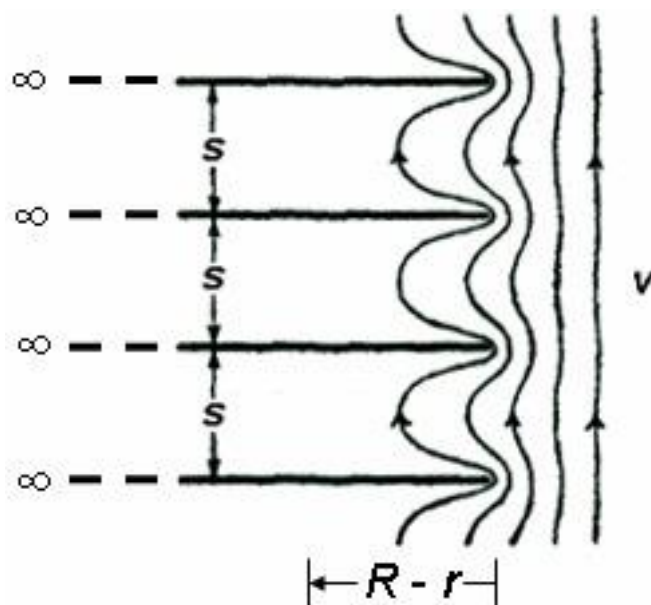


Rys. 34. Prędkość przemieszczenia w śladzie aerodynamicznym śmigła [47]

Warunek Betza zastosować można tylko dla strugi daleko w śladzie za śmigłem. Warunek ten spełniony jest także tylko przy założeniu, że sąsiadujące, równoległe do siebie powierzchnie wirowe nie oddziałują na siebie nawzajem, a więc śmigło musi być lekko obciążone i posiadać nieskończenie wiele łopat.

Dzięki teorii Betza obliczyć można rozkład cyrkulacji wzdłuż rozpiętości łapy śmigła, dla którego straty energii są najmniejsze przy założonym ciągu.

Prandtl zaproponował zmodyfikowaną teorię Betza, w której rozwiązał problem nieskończonej liczby łopat śmigła [48]. Zgodnie z modelem Prandtla, linia śrubowa Betz'a zastąpiona została serią równoległych półnieskończonych linii poruszających się z prędkością V . Linie te skierowane są prostopadle do wektora prędkości a odległość między nimi jest stała i wynosi s , Rys. 35.



Rys. 35. Model wirów swobodnych wg Prandtla

Między liniami nie występuje przepływ powietrza, jednak występuje już na krawędziach, tak więc w pewnej odległości od krawędzi, średnia prędkość w kierunku prostopadłym do linii jest mniejsza od prędkości niezaburzonego przepływu V . Współczynnik Prandtla przedstawiony został już wcześniej (2.27), przy opisie teorii elementu łopaty, gdzie jest często używany.

Przybliżenie Prandtla jest najdokładniejsze dla śmigieł o dużej liczbie łopat oraz przy prędkości końcówki łopaty znacznie większej niż prędkość napływającej strugi powietrza [49].

Jeszcze dokładniejsze rozwinięcie teorii Betza zaproponował Goldstein [50], który przedstawił równanie powierzchni wirowej o kształcie helikoidy. Dla lekko obciążonego śmigła o skończonej liczbie łopat. Równanie to przedstawić można w następującej formie:

$$\Theta - \frac{\Omega x}{V} = \frac{2\pi j}{B} \quad \text{dla } 0 < r < R \text{ oraz } j = 0, \dots, B - 1 \quad (2.44)$$

gdzie osią obrotu jest oś x .

Dla lekko obciążonego śmigła, bezwymiarowy rozkład cyrkulacji zapisać można za pomocą funkcji Goldsteina:

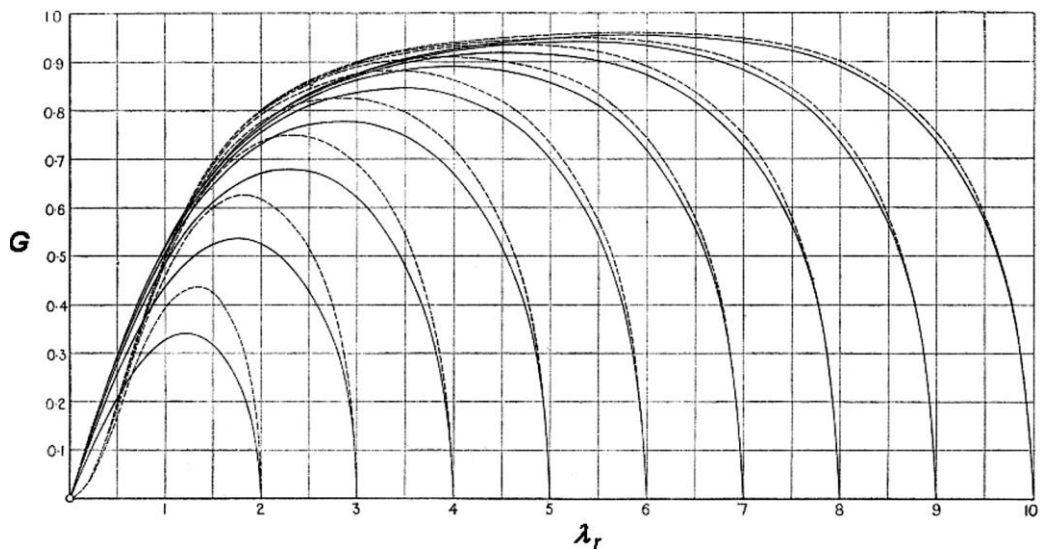
$$G_g = \frac{\lambda_r^2}{1+\lambda_r^2} - \frac{8}{\pi^2} \sum_{m=0}^{\infty} \frac{F_{p,2m+1}(\lambda_r)}{(2m+1)^2} - \frac{2}{\pi} \sum_{m=0}^{\infty} \left(\frac{\lambda^2}{1+\lambda^2} A_m - \varepsilon_m \right) \frac{I_{B(m+0.5)}(\bar{m}+0.5B\lambda_r)}{I_{B(m+0.5)}(\bar{m}+0.5B\lambda)} \quad (2.45)$$

$$F_{B,2m+1}(\lambda_r) = \frac{\lambda_r^2}{1+\lambda_r^2} - T_{1,B(m+0.5)}(\bar{m} + 0.5B\lambda_r) \quad (2.46)$$

$$A_0 = 1, 3A_1 = \frac{1}{2}, 5A_2 = \frac{1 \cdot 3}{2 \cdot 4}, \dots \quad (2.47)$$

Zastosowanie równań Goldsteina jest jednak kłopotliwe, ponieważ opierają się one na funkcjach Lomme'a i Bessela, w związku z tym w praktyce częściej używany jest model zaproponowany przez Prandtl'a.

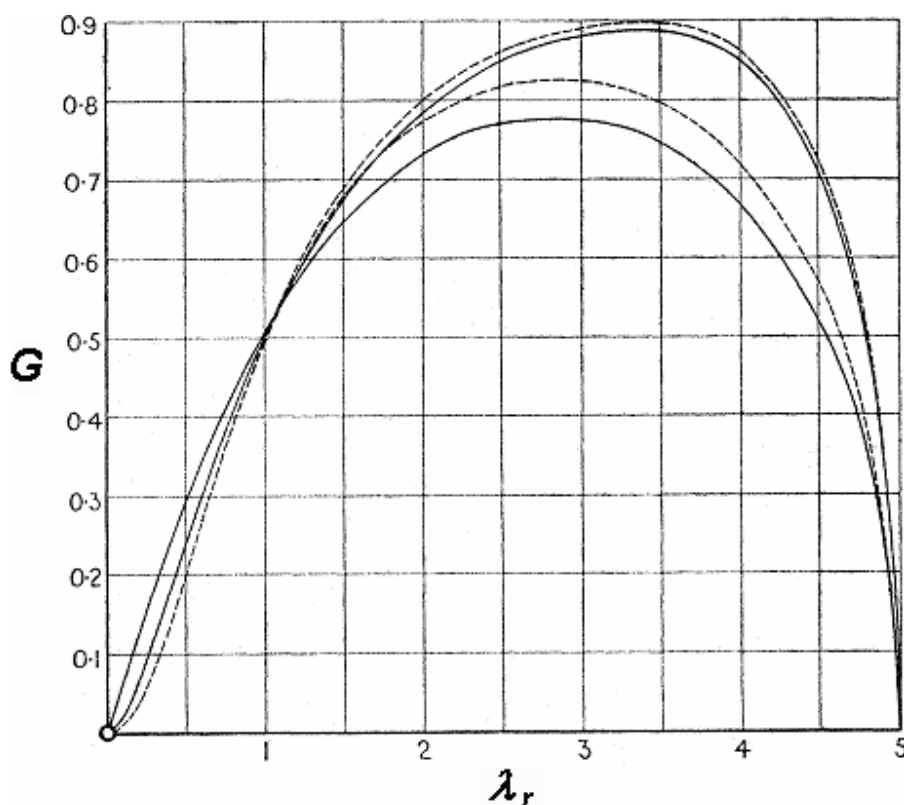
Na Rys. 36 przedstawiono rozkłady cyrkulacji dla optymalnego śmigła dla różnych prędkości obrotowych wg Goldsteina oraz Prandtl'a.



Rys. 36. Rozkład cyrkulacji w funkcji prędkości obrotowej dla 2-łopatowego śmigła wg Goldsteina i Prandtl'a. Linia ciągła: Rozkład Goldsteina, linia przerywana: rozkład Prandtl'a [50]

Wraz ze wzrostem współczynnika prędkości łopaty śmigła λ_r , rozkład cyrkulacji wypłaszcza się. Powyższy wykres przedstawia tylko kształt rozkładu cyrkulacji, natomiast wartość cyrkulacji spada wraz ze wzrostem współczynnika prędkości łopaty. Wartość cyrkulacji spada również wraz ze wzrostem liczby łopat śmigła, co pokazano na Rys. 37.

Wraz ze wzrostem prędkości końcówki łopaty śmigła oraz wraz ze wzrostem liczby łopat w śmigle, rozkład Prandtla zbliża się do rozkładu Goldsteina.



Rys. 37. Rozkład cyrkulacji w funkcji prędkości obrotowej dla dwu oraz czterołopatowego śmigła. Linia ciągła: rozkład Goldsteina, linia przerywana: rozkład Prandtl'a [50]

Wszystkie powyższe modele wirowe pomijają wpływ tarcia, jednak jego wpływ na opływ profilu można łatwo uwzględnić, co udowodnił Glauert [51] modyfikując rozkład cyrkulacji tak aby uwzględniał położenie promieniowe sekcji łopaty, dzięki czemu możliwe jest uwzględnienie współczynnika siły tarcia do siły nośnej w równaniu.

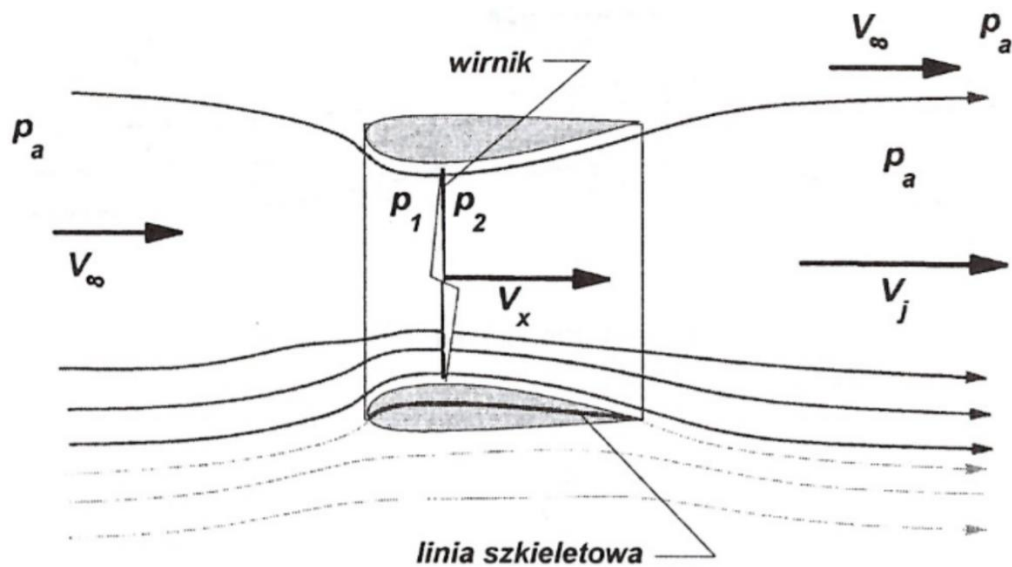
Obecnie powszechnie używane modele wirowe opierają się na powyżej opisanych, z modyfikacjami zaproponowanymi przez Larrabee [52] czy Adkinsa i Liebeck'a [53]. Prace ostatnich pozwoliły wyeliminować ograniczenie małego kąta kontrakcji strugi, lekkiego obciążenia łopaty śmigła oraz uwzględniły wpływ lepkości powietrza.

Theodorsen [54] przedstawił model obliczeniowy rozkładu cyrkulacji dla optymalnego śmigła za pomocą wprowadzonego przez siebie współczynnika masy. Wyniki Theodorsen'a są zbieżne z obliczeniami Goldsteina, jednak nie wymagają żmudnych obliczeń.

2.2. Aerodynamika wentylatora

2.2.1. Strumieniowa teoria śmigła obudowanego

W przypadku śmigła obudowanego, na krawędzi spływu pierścienia występuje ekspansja lub kontrakcja strugi powietrza.



Rys. 38. Schemat przepływu przez śmigło obudowane [38]

Zgodnie z zasadą pędu ciąg układu śmigła otunelowanego zapisać można za pomocą równań (zgodnie z konwencją znaków z [38]):

$$F = \frac{\pi D^2}{4} \rho V_x (V_j - V_\infty) \quad (2.48)$$

$$F = F_s + F_p \quad (2.49)$$

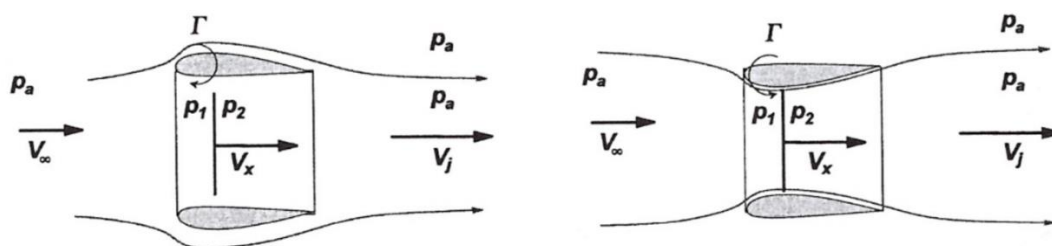
Podobnie jak dla klasycznej teorii strumieniowej śmigła, po rozwiązaniu równań Bernoulliego, wyznaczyć można wartość ciągu śmigła:

$$F_s = \rho \frac{\pi D^2}{8} (V_j^2 - V_\infty^2) \quad (2.50)$$

Z powyższych równań wyznaczyć można prędkość powietrza w płaszczyźnie dysku roboczego śmigła:

$$V_x = \frac{V_\infty + V_j}{2} \quad (2.51)$$

Profil otunelowania zwrócony stroną ssącą na zewnątrz tworzy pierścień opóźniający, natomiast gdy profil jest zwrócony stroną ssącą do wewnątrz, tworzy pierścień przyspieszający, Rys. 39.



Rys. 39. Pierścień opóźniający (a) i pierścień przyspieszający (b) [38]

Pierścień opóźniający, powoduje przesunięcie punktu spiętrzenia do wnętrza, co przekłada się na redukcję wydatku masowego dopływającego do powierzchni roboczej śmigła. Zakładając jednakowy ciąg dla śmigła obudowanego oraz swobodnego, prędkość powietrza w płaszczyźnie śmigła będzie mniejsza dla śmigła obudowanego.

Współczynnik siły ciągu śmigła otunelowanego przedstawić można jako:

$$C_F = \frac{1}{\tau} [(V_j - V_\infty)^2 - 1] \quad (2.52)$$

Prędkość indukowana daleko w śladzie aerodynamicznym śmigła otunelowanego w pierścieniu przyspieszającym (dyszy Korta) jest mniejsza niż w przypadku śmigła otwartego.

Sprawność śmigła otunelowanego wyrazić można za pomocą równania (2.53), natomiast wykres sprawności odniesiony do współczynnika siły ciągu, dla różnych wartości współczynnika rozdziału ciągu przedstawia Rys. 40.

$$\eta = \frac{2}{1 + \sqrt{1 + \tau C_F}} \quad (2.53)$$

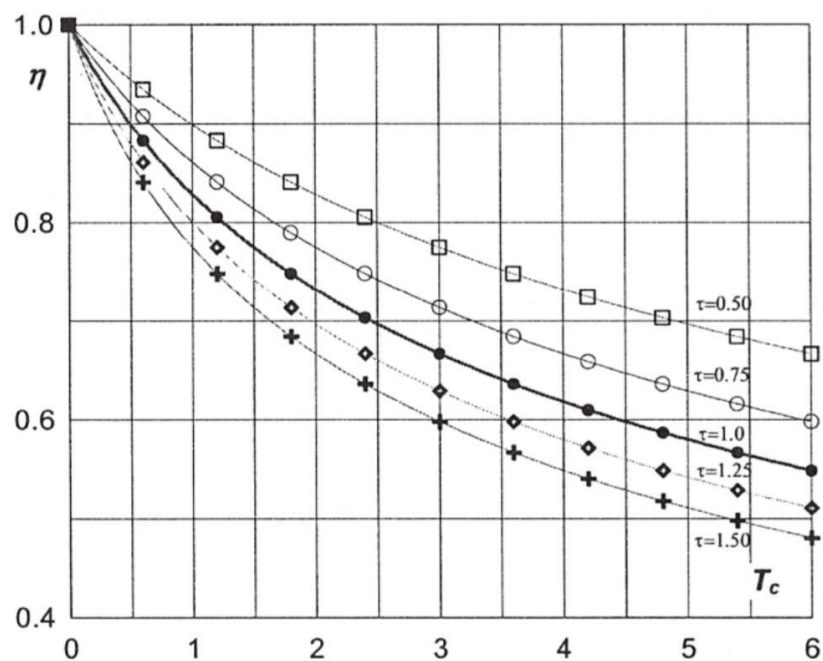
Pomijając wpływ śmigła, współczynnik oporu pierścienia przedstawić można następująco:

$$C_{Xp} = \frac{2F_X}{\rho V_\infty^2 l_p D} \quad (2.54)$$

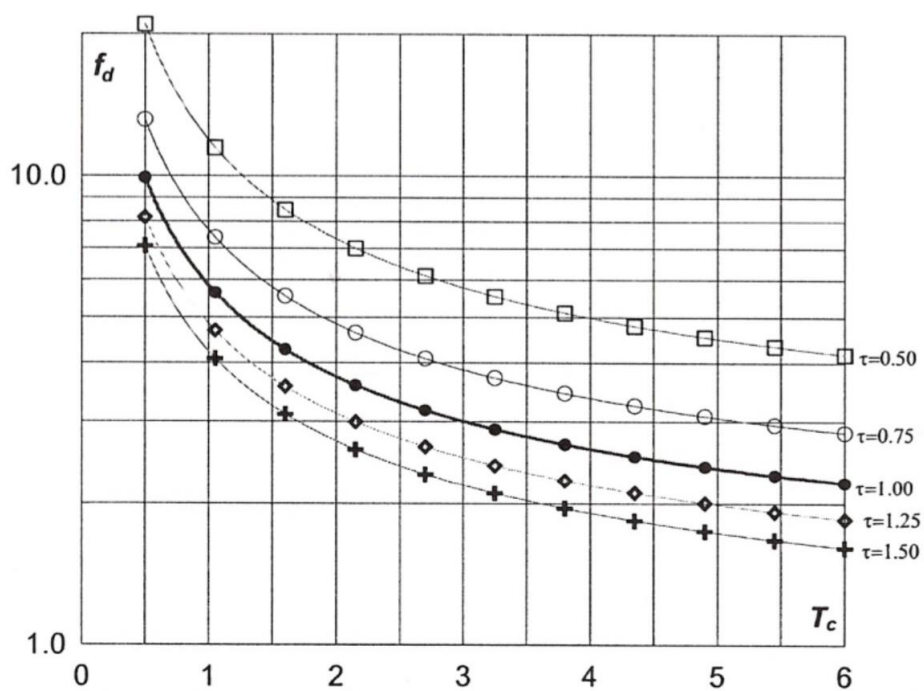
gdzie l_p – cięciwa pierścienia. Jednak w praktyce wygodniej posługiwać się współczynnikiem oporu pierścienia w funkcji współczynnika ciągu i rozdziału ciągu [55].

$$f_d(\tau, C_F) = \frac{(1 + \sqrt{1 + \tau C_F})}{\tau^2 C_F} \quad (2.55)$$

Wykres współczynnika oporu otunelowania przedstawia Rys. 41.



Rys. 40. Sprawność śmigła obudowanego w funkcji współczynnika siły ciągu [38]



Rys. 41. Wykres funkcji oporu pierścienia [38]

Ponieważ opór otunelowania wzrasta wraz ze wzrostem prędkości lotu, zastosowanie śmigła otunelowanego ma sens tylko przy niskich prędkościach

lotu. Przyjmuje się, że śmigła otunelowane znajdują zastosowanie w samolotach nieprzekraczających prędkości rzędu 200 km/h [56].

2.3. Elektryczny silnik bezszczotkowy

Duża sprawność oraz bezawaryjność silników bezszczotkowych sprawiła, że od kilku lat to właśnie ten rodzaj silnika jest używany w niemal każdym dronie. Coraz większa gęstość energetyczna baterii sprawia, że ten rodzaj napędu wybierany jest także przy konstrukcji lekkich samolotów. Wzrost wydajności w stosunku do klasycznych silników elektrycznych wynika z braku mechanicznych szczotek, co zmniejsza wewnętrzne tarcie, jednocześnie eliminując elementy wymagające obsługi i konserwacji.

Silnik BLDC napędzany jest prądem stałym, przy czym silnik ten wykorzystuje czujniki do wykrycia położenia wirnika, aby prawidłowo sterować impulsami elektrycznymi [57]. Przeważnie do wyznaczenia położenia wirnika używa się czujników Halla, jednak w mniejszych silnikach położenie wirnika wykrywa się nie za pomocą mechanicznych sensorów a za pomocą odczytu siły elektromotorycznej (SEM).

Prędkość obrotową silnika pod obciążeniem wyznaczyć można za pomocą równania:

$$\omega_r = \frac{V_{motor}}{p \frac{\lambda_m}{2}} - \frac{R_l}{m(p \frac{\lambda_m}{2})^2} T_{em} \quad (2.56)$$

Gdzie λ_m jest sprzężeniem uzwojenia stojana, p to liczba biegunów silnika, m to liczba faz silnika, natomiast T_{em} to elektromagnetyczny moment silnika.

$$T_{em} = \frac{mp}{2} \lambda_m I \quad (2.57)$$

Liczba biegunów odpowiada liczbie uzwojeń silnika, które muszą być liczbą parzystą. Liczba faz odpowiada liczbie przewodów elektrycznych z których składają się uzwojenia silnika. W praktyce najczęściej spotykanymi silnikami są silniki trójfazowe, w których każdy sygnał elektryczny jest przesunięty w fazie o 60 stopni.

Sprawność silnika określają poniższe równania, przy czym I_0 to natężenie prądu w nieobciążonym silniku.

$$\eta = \frac{P_{out}}{P_{in}} \quad (2.58)$$

$$P_{out} = (V_{motor} - IR_l)(I - I_0) \quad (2.59)$$

$$P_{in} = V_{motor} I \quad (2.60)$$

3. TEZA PRACY

3.1. Postawienie problemu badawczego

Uważam, że obecnie dostępne materiały oraz rodzaje napędu jak np. bezszczotkowe silniki elektryczne pozwalają zaprojektować układ napędowy śmigła – otunelowanie, który nie posiada szczeliny bezpośrednio nad końcówką łopaty wirnika. Dodatkowo zastosowanie napędu elektrycznego w literaturze traktowane jest jako alternatywa zastąpienia napędu spalinowego, uważam jednak, że zastosowanie napędu elektrycznego powinno się traktować jako poszerzenie pola projektowego z punktu widzenia aerodynamiki układu napędowego. Spojrzenie na elektryczny wentylator jako na jednolity system a nie jak na system składający się z trzech podstawowych komponentów: silnik, śmigło, otunelowanie, może stworzyć nowe rozwiązania konstrukcyjne o znacznie lepszych właściwościach aerodynamicznych.

3.2. Teza pracy

Istnieje techniczna i ekonomiczna możliwość wykonania wentylatora z modyfikacją kształtu końcówek łopat i luzu wierzchołkowego oraz bez piasty, z zredukowanym oporem wywołanym zmodyfikowanym kształtem wirów zaśmigłowych.

3.3. Cel pracy

Celem pracy jest ocena możliwości redukcji oporów indukowanych i oporów tarcia wentylatora otunelowanego o napędzie elektrycznym, dzięki umieszczeniu silnika elektrycznego na zewnętrznym pierścieniu wirnika. Taka konstrukcja wyklucza konieczność zachowania luzu wierzchołkowego.

3.4. Plan pracy

W rozprawie tej przeanalizowałem historyczną ewolucję teorii śmigła prowadzącą do powstania metodologii projektowania śmigieł i wentylatorów o minimalnych stratach indukowanych.

Zaprezentowałem nową koncepcję śmigła otunelowanego ze zmodyfikowanym kształtem szczeliny między zewnętrznym pierścieniem wirnika a otunelowaniem. Zastosowanie tej szczególnej koncepcji napędu jest tematem analizy niniejszej rozprawy. Wraz z upraszczającymi założeniami oraz wstępną propozycją metodologii projektowania wentylatora zbadałem wpływ zmiany kształtu wirów zaśmigłowych na generowany ciąg.

Po wykazaniu, że zaproponowane modyfikacje są w stanie stworzyć zespół napędowy spełniający zapotrzebowania rynku lekkich samolotów

komunikacyjnych, nacisk rozprawy przeniosłem na ocenę dokładności, z jaką metoda analizy jest w stanie przewidzieć jej działanie.

Komentarze i zalecenia sporządzone zostały na podstawie analiz CFD.

4. ELEKTRYCZNY WENTYLATOR ZE ZMODYFIKOWANYM LUZEM SZCZELINOWYM

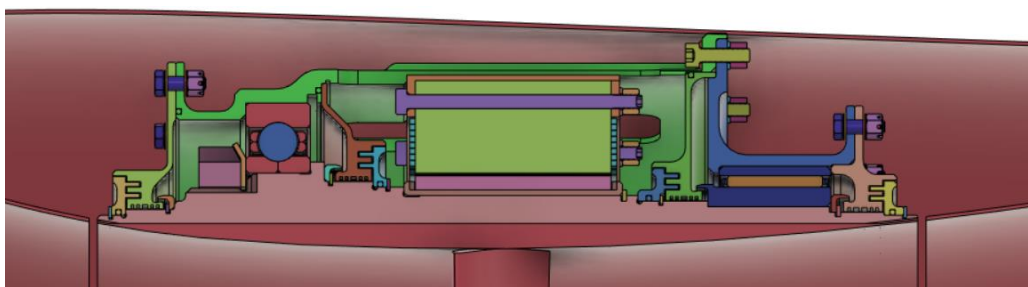
4.1. Założenia teoretyczne

Na podstawie analizy trendów przedstawionej w rozdziale 1.3 autor uważa, że istnieje rynkowe zapotrzebowanie na wentylator o napędzie elektrycznym nadający się do zastosowania w lotnictwie lekkim.

Zastosowanie silnika elektrycznego w którym uzwojenie znajduje się wewnątrz struktury otunelowania, natomiast wirnik składający się z magnesów neodymowych umieszczony jest na zewnętrznej obręczy śmigła pozwala na szeroką modyfikację kształtu szczeliny między śmigłem a otunelowaniem. Konstrukcja taka jest możliwa do zaprojektowania zgodnie z istniejącymi przepisami lotniczymi [58]. Przykład takiego układu napędowego pokazano na Rys. 42 i Rys. 43.



Rys. 42. Konstrukcja elektrycznego wentylatora



Rys. 43. Przekrój poprzeczny elektrycznego wentylatora

W przedstawionej konstrukcji, szczelina nad końcówką łopaty wirnika, została zastąpiona dwoma szczelinami znajdującymi się w pewnej odległości przed oraz za dyskiem roboczym tegoż wirnika.

Taka konstrukcja pozwala zrezygnować z jakichkolwiek elementów płatownca, jak i samego napędu, które powodowałyby blokowanie lub ograniczenie przepływu za śmigłem. W klasycznej konstrukcji wentylatora, takimi elementami mogą być, centralnie umieszczony silnik elektryczny za śmigłem oraz jego obudowa, system sterujący kątem nastawienia łopaty czy elementy konstrukcji przenoszące siłę ciągu na płatewiec. Przy odpowiednio sztywnej ramie, która umożliwia zamontowanie otunelowania do płatownca, wszystkie powyższe elementy nie generujące siły ciągu a jedynie siły oporu mogą zostać całkowicie wyeliminowane z konstrukcji.

4.2. Założenia konstrukcyjne

4.2.1. Ogólne założenia konstrukcyjne

Punktem wyjścia do analizowanego w tej pracy wentylatora jest koncepcja samolotu firmy Airbus przedstawiony na Rys. 20.

Tabela 2 przedstawia ogólną charakterystykę samolotu, natomiast Tabela 3 przedstawia charakterystyki lotne.

Załoga:	1 pilot + 1 pasażer
Długość:	6,67 [m]
Rozpiętość:	9,5 [m]
Masa startowa:	550 [kg]
Napęd:	2 x Silnik elektryczny 30 [kW] każdy Ciąg: 0.75 [kN] każdy
Bateria:	Li-Ion 18650, 207 Wh/kg, 29 kWh przy 167 [kg]

Tabela 2. Charakterystyka samolotu Airbus E-Fan [59]

Prędkość maksymalna:	220 [km/h]
Prędkość przelotowa:	160 [km/h]
Czas lotu:	60 [min]
Współczynnik C_z/C_x:	16:1

Tabela 3. Charakterystyki lotne samolotu Airbus E-Fan [59]

Tabela 4 przedstawia założone, oczekiwane parametry wentylatora:

Wysokość lotu:	1000 [m]
Moc silnika:	30 [kW] (40 [KM])
Ciąg statyczny:	0,75 [kN]
Średnica śmigła:	0,5 [m]
Liczba łopat śmigła:	7
Profil łopaty śmigła:	E387
Cięciwa otunelowania:	0,7 [m]
Profil otunelowania:	Clark-Y

Tabela 4. Parametry konstrukcyjne badanego wentylatora

Celem niniejszej pracy nie jest optymalizacja, dlatego też przy wyborze oczekiwanych osiągnięć śmigła, jak i przy konstrukcji geometrii wentylatora nie wykorzystano żadnych metod optymalizacyjnych. Jako punkt zaczepienia przy wyborze parametrów geometrycznych wentylatora posłużono się dostępnymi informacjami na temat samolotu Airbus E-Fan.

4.2.2. Wirnik

Firma Airbus, nie podaje profilu łopaty, jednak na podstawie dostępnych zdjęć, można przyjąć, że jest to profil o płaskiej podstawie lub zbliżonej do płaskiej. Posługując się takim założeniem, przyjęto profil Eppler 387.



Rys. 44. Wentylator Airbus E-Fan [29]

Wirnik posiada zewnętrzny pierścień. Wewnętrzna powierzchnia tego pierścienia ukształtowana jest zgodnie z profilem aerodynamicznym otunelowania, Rys. 45.

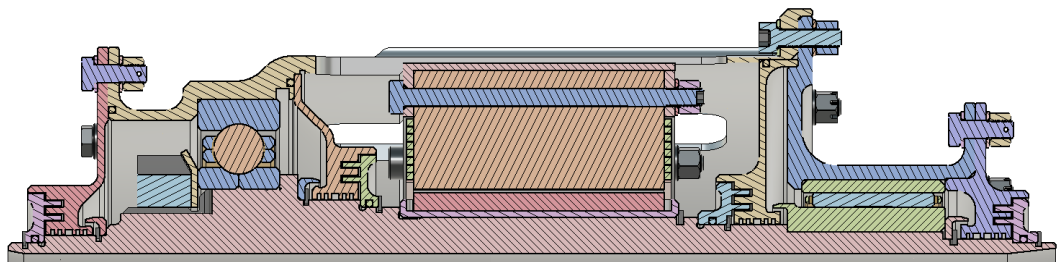


Rys. 45. Wał napędowy wentylatora

4.2.3. Otunelowanie

Na podstawie analizy dostępnych danych samolotu E-Fan, przyjęto cięciwę otunelowania równą 0,7 [m]. Przy otunelowaniu zastosowano profil aerodynamiczny Clark-Y.

W dalszej części pracy, wykazano, że w analizowanym wentylatorze, przy tak dużej cięciwie, profil otunelowania o grubości około 12%, okazuje się za duży, przez co stwarza niepotrzebnie duży opór. Profil otunelowania musi być jednak wystarczająco gruby, aby mógł zmieścić zwoje silnika elektrycznego, pierścien magnesów neodymowych, łożyska oraz cały wymagany układ smarowania. Rys. 46 przedstawia jedno z możliwych rozwiązań konstrukcyjnych.



Rys. 46. Przykładowa konstrukcja napędu wentylatora

Pewnym nieudogodnieniem zaproponowanej konstrukcji jest łożyskowanie na zewnętrznej obręczy wirnika, co może skutkować wzrostem masy całej konstrukcji. Aby zredukować ten niekorzystny przyrost masy, użyć należy smukłych łożysk o dużej średnicy. Możliwa konieczność użycia niestandardowych wielkości łożysk może skutkować znacznym wzrostem kosztów budowy zaproponowanej konstrukcji wentylatora.

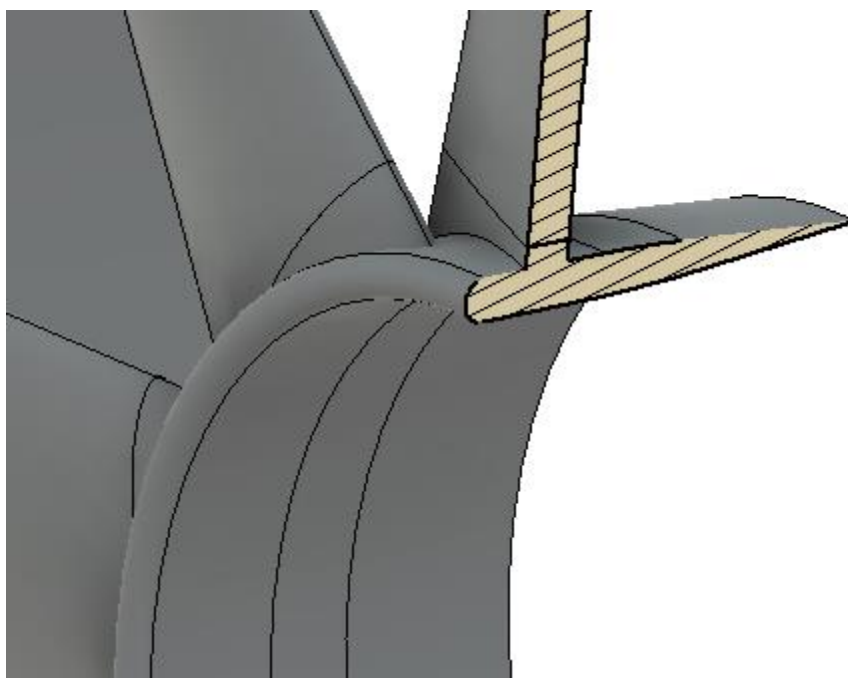
W przedstawionym rozwiązaniu konstrukcyjnym wykorzystano szereg uszczelnień labiryntowych. Wybór takiego rodzaju uszczelnień podyktowany jest szeregiem możliwości jakie daje konstrukcja wentylatora – w relatywnie łatwy sposób skonstruować można taki układ, w którym komorę łożyska otacza powietrze o większym ciśnieniu niż ciśnienie wewnątrz tej komory. W tak skonstruowanym urządzeniu, wyciek oleju z komory łożyskowej zablokowany jest zewnętrznym ciśnieniem wpływającym przez uszczelnienie labiryntowe do wewnątrz komory łożyskowej a nie odwrotnie. Źródło powietrza o odpowiednim ciśnieniu dostarczyć można z odpowiedniego kanału (bądź kanałów) umieszczonych na powierzchni otunelowania.

4.2.4. Wewnętrzna obręcz śmigła

W klasycznych rozwiązaniach, źródło napędu, niezależnie czy jest to silnik elektryczny czy spalinowy, zabudowane jest w osi obrotu śmigła. W związku z tym w centralnej części śmigła znajduje się obudowa piasty bądź obudowa silnika elektrycznego.

W przypadku silnika elektrycznego, średnica piasty jest relatywnie duża, gdyż wewnątrz zmieścić musi się silnik oraz system chłodzący jego zwoje i magnesy.

W zaproponowanym wentylatorze, ponieważ silnik umieszczony jest wewnątrz otunelowania oraz na zewnętrznej obręczy wirnika, możliwe jest wyeliminowanie obudowy piasty. Założono, że pozostawienie swobodnych końcówek łopat wirnika na wewnętrznej średnicy, spowodować może problemy ze sztywnością, co skutkowało by nadmiernymi drganiami, które z kolei zmniejszyły by żywotność łopaty, oraz zmieniły kąt nastawienia łopaty względem napływających strug powietrza. Aby zapobiec powyższym problemom możliwe jest usztywnienie łopat, co jednak zwiększyło by ich masę. Swobodne końce indukowały by także powstawanie wiru podobnego do tego widocznego na wierzchołkach łopat klasycznych śmigieł, jednak o mniejszej energii. Wszystkie powyższe problemy rozwiązano wprowadzając wewnętrzną obręcz wirnika, która usztywnia łopaty. Rys. 47 ilustruje opisane rozwiązanie.



Rys. 47. Ilustracja wewnętrznej obręczy śmigła

5. DOBÓR WENTYLATORA

W początkowych etapach projektowania, kiedy brak szczegółowych danych geometrycznych oraz gdy rozważanych jest wiele koncepcji, dobrze nadają się proste modele i techniki. Prostota takich narzędzi analitycznych pozwala przeanalizować wiele koncepcji oraz ograniczyć koszty. Obarczone są one wieloma założeniami przez co wynik nie jest dokładny, jednak wystarczający na tym etapie analizy.

5.1. Dobór wirnika

Przy doborze charakterystyk geometrycznych wirnika, posłużono się metodą elementu łopaty z uwzględnieniem współczynnika Prandtl'a. Posłużono się jednak wieloma uproszczeniami; użyto tylko składowej osiowej wektora prędkości, zaniechując promieniowe oraz obwodowe przepływy powietrza. Osiągi tak wyznaczonego wirnika będą dalekie od optymalnych, jednak w analizowanym problemie prac optymalizacyjnych nie uwzględniono.

Tabela 4 zawiera parametry wentylatora oparte na analizie samolotu Airbus E-Fan. Tabela 5 przedstawia założone charakterystyki niezbędne do wyznaczenia geometrii śmigła:

Prędkość lotu:	180 [km/h]	50 [m/s]
Prędkość obrotowa:	9600 [obr/min]	160 [obr/s]
Poślizg śmigła:	3%	

Tabela 5. Parametry konstrukcyjne badanego wirnika

Poślizg śmigła założono, na podstawie dostępnej literatury [56], natomiast prędkość lotu do wstępnych obliczeń dobrano większą niż maksymalna samolotu E-Fan, z powodu opisanych wcześniej uproszczeń.

Prędkość obrotowa dobrana została tak, aby prędkość końcówki łopaty śmigła na zewnętrznej średnicy wyniosła mniej niż 0,8 Macha:

$$V_k = \sqrt{V^2 + (\pi n D)^2} = \sqrt{50^2 + (\pi * 160 * 0,5)^2} = 257,25 \left[\frac{m}{s}\right] \quad (5.1)$$

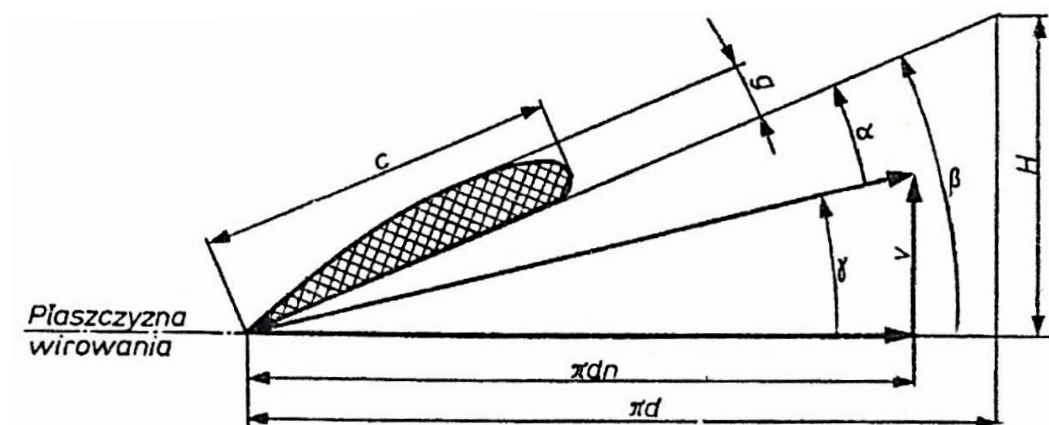
$$M = \frac{256,25}{336,4_{M \text{ dla } 1000 \text{ m}}} = 0,764 \quad (5.2)$$

Skok aerodynamiczny, wyznaczyć można za pomocą równania:

$$H_0 = 2\pi r t g \gamma = \frac{V}{n} = 0,311 \quad (5.3)$$

Jest to skok linii śrubowej, po której porusza się przekrój łopaty śmigła położony w odległości r od osi obrotu. Skok geometryczny wyznaczyć można znając wartość poślizgu śmigła:

$$p = \frac{H-H_0}{H_0} \rightarrow H = 0,321 \quad (5.4)$$



Rys. 48. Charakterystyki geometryczne przekroju łopaty śmigła

Dobrano stałą wartość cięciwy wzdłuż rozpiętości łopaty $c(r) = const. = 0,07 [m]$. Znając powyższe parametry, można wyznaczyć kąt nastawienia łopaty wirnika w funkcji jego promienia.

Znając wszystkie potrzebne parametry, można wyznaczyć kąt napływu strugi powietrza dla całej rozpiętości łopaty wirnika:

$$\gamma(r) = \arctg(0,5V\pi nr) \quad (5.5)$$

Kąt nastawienia łopaty względem płaszczyzny wirowania wyraża równanie:

$$\beta(r) = \arctg(0,5H\pi r) \quad (5.6)$$

Kąt natarcia przekroju łopaty wyraża równanie:

$$\alpha(r) = \beta(r) - \gamma(r) \quad (5.7)$$

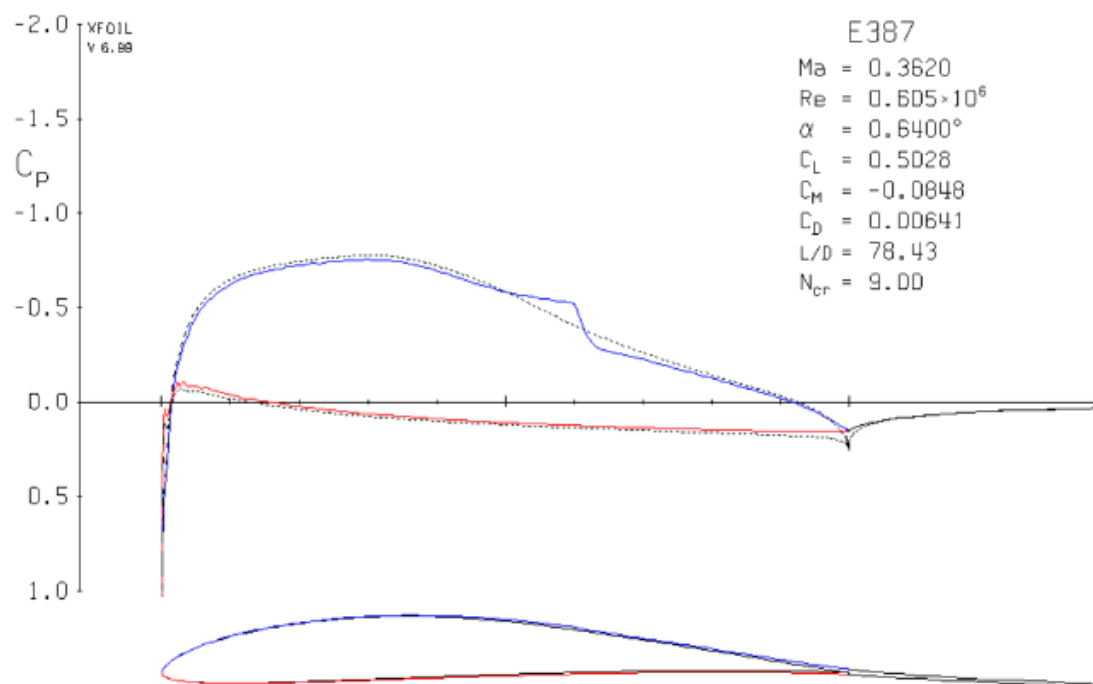
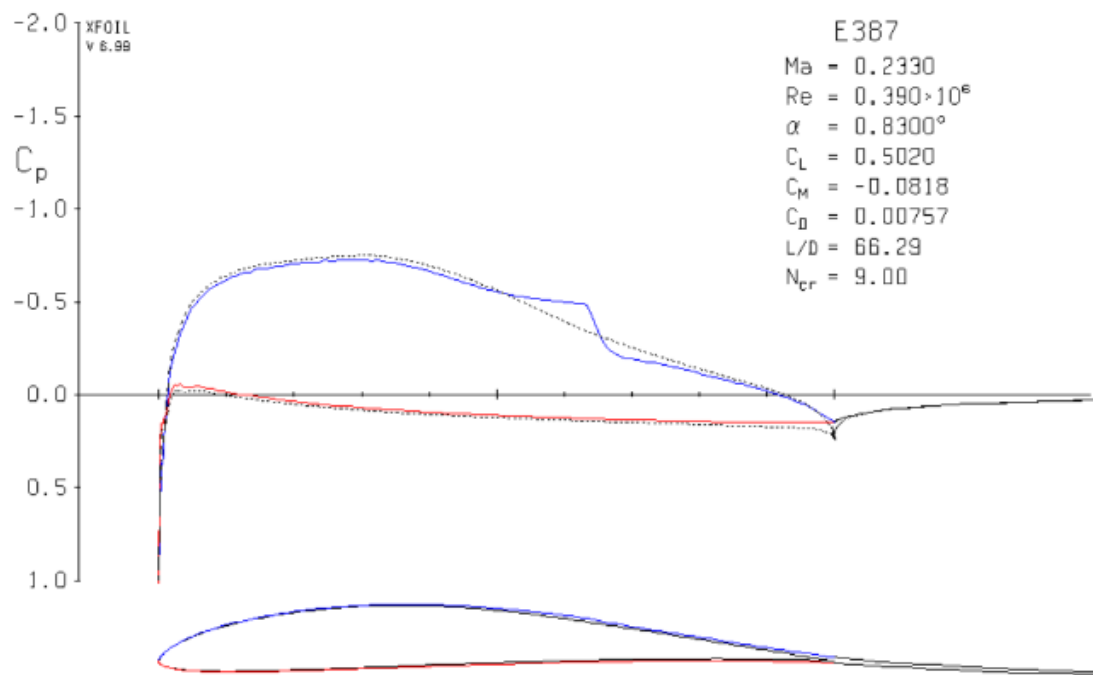
Tabela 6 zawiera wyznaczone powyżej opisane kąty dla całej rozpiętości łopaty wirnika.

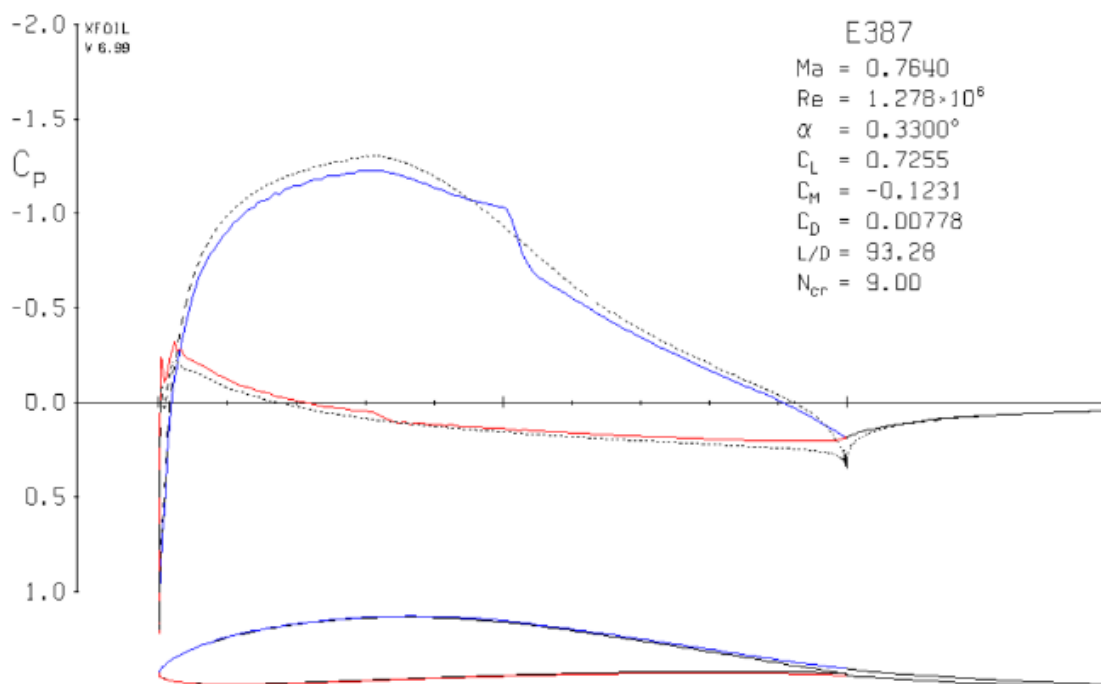
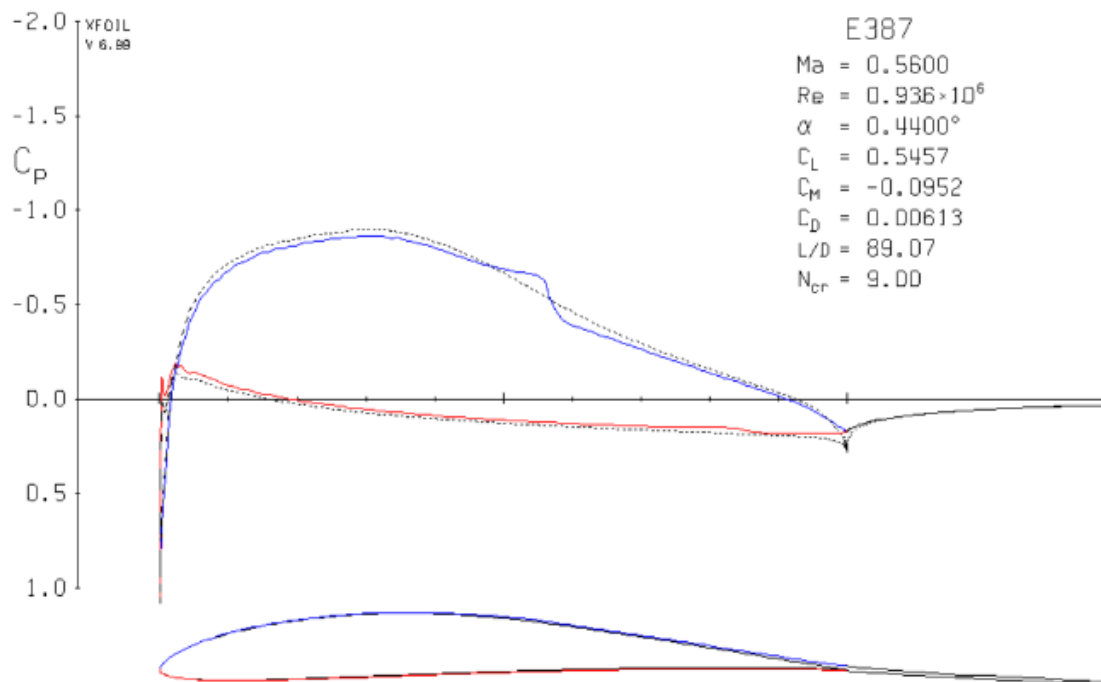
L.P.	R [m]	V [m/s]	M	Re	α [°]	β [°]	γ [°]
1	0.250	257.25	0.764	1.228E+06	0.33	11.53	11.21
2	0.240	247.36	0.735	1.229E+06	0.34	12.00	11.66
3	0.230	237.48	0.705	1.180E+06	0.35	12.51	12.15
4	0.220	227.62	0.676	1.131E+06	0.37	13.06	12.69
5	0.210	217.79	0.647	1.082E+06	0.38	13.66	13.27
6	0.200	207.98	0.618	1.033E+06	0.40	14.31	13.91
7	0.190	198.19	0.589	9.846E+05	0.42	15.03	14.61
8	0.180	188.44	0.560	9.362E+05	0.44	15.83	15.39
9	0.170	178.73	0.531	8.879E+05	0.46	16.71	16.25
10	0.160	169.06	0.502	8.399E+05	0.48	17.69	17.20
11	0.150	159.45	0.474	7.921E+05	0.51	18.79	18.28
12	0.140	149.90	0.445	7.447E+05	0.54	20.02	19.48
13	0.130	140.42	0.417	6.976E+05	0.57	21.43	20.86
14	0.120	131.04	0.389	6.510E+05	0.60	23.03	22.43
15	0.110	121.77	0.362	6.049E+05	0.64	24.88	24.24
16	0.100	112.64	0.335	5.596E+05	0.68	27.03	26.35
17	0.090	103.70	0.308	5.151E+05	0.72	29.55	28.83
18	0.080	94.98	0.282	4.718E+05	0.76	32.53	31.77
19	0.075	90.73	0.270	4.507E+05	0.78	34.23	33.44
20	0.070	86.56	0.257	4.300E+05	0.80	36.09	35.29
21	0.065	82.49	0.245	4.098E+05	0.82	38.13	37.31
22	0.060	78.54	0.233	3.902E+05	0.83	40.38	39.54

Tabela 6. Kąty nastawienia łopaty śmigła

Znając wartość kąta napływających strug powietrza dla każdego przekroju elementu łopaty wirnika, można wyznaczyć współczynniki siły nośnej oraz siły oporu a dalej wartość ciągu i momentu jaki generuje wirnik. W tym celu posłużono się ogólnie dostępnym kodem komputerowym XFOIL [60]. Na Rys. 49 pokazano przykładowe wyniki programu XFOIL dla wybranych promieni łopaty wirnika.

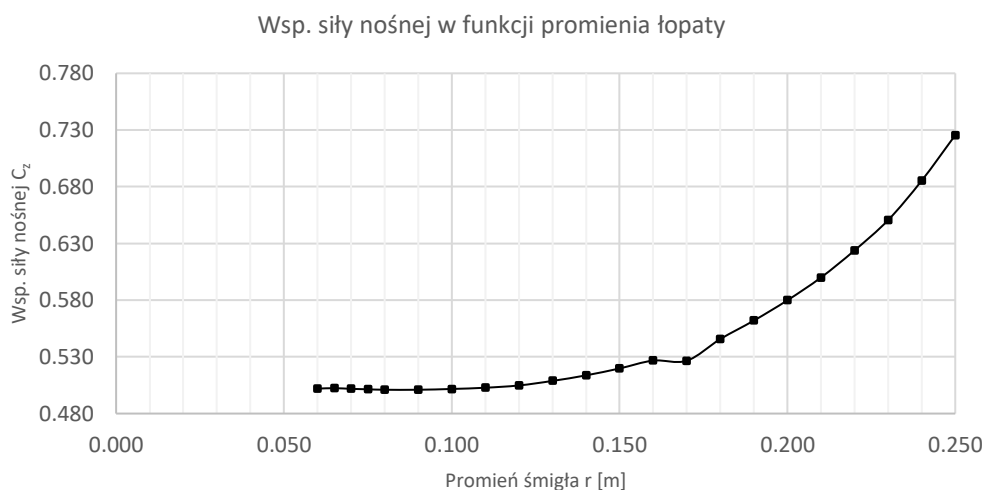
Charakterystyki aerodynamiczne poszczególnych przekrojów łopaty wirnika zamieszczono z załączniku A.



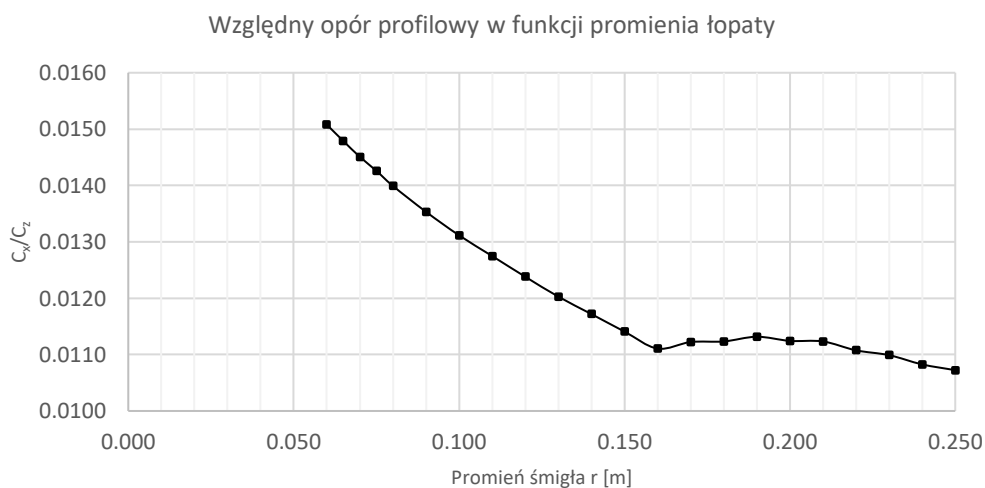


Rys. 49. Rozkład wsp. ciśnienia oraz charakterystyki aerodynamiczne profilu wirnika (XFOIL).

Wartości współczynnika siły nośnej C_z oraz względnego oporu profilowego $\varepsilon = C_x/C_z$ przedstawia Tabela 7, pokazano je również na Rys. 50 i Rys. 51.



Rys. 50. Wykres wsp. siły nośnej



Rys. 51. Wykres względnego oporu profilowego w funkcji siły nośnej

L.P.	R [m]	C_z	ε	α [°]
1	0.25	0.726	0.0107	0.33
2	0.24	0.685	0.0108	0.34
3	0.23	0.651	0.0110	0.35
4	0.22	0.624	0.0111	0.37
5	0.21	0.600	0.0112	0.38

6	0.20	0.580	0.0112	0.40
7	0.19	0.562	0.0113	0.42
8	0.18	0.546	0.0112	0.44
9	0.17	0.527	0.0112	0.46
10	0.16	0.527	0.0111	0.48
11	0.15	0.520	0.0114	0.51
12	0.14	0.514	0.0117	0.54
13	0.13	0.509	0.0120	0.57
14	0.12	0.505	0.0124	0.60
15	0.11	0.503	0.0127	0.64
16	0.10	0.502	0.0131	0.68
17	0.09	0.501	0.0135	0.72
18	0.08	0.501	0.0140	0.76
19	0.08	0.501	0.0143	0.78
20	0.07	0.502	0.0145	0.80
21	0.07	0.502	0.0148	0.82
22	0.06	0.502	0.0151	0.83

Tabela 7. Współczynnik siły nośnej oraz względny opór indukowany.

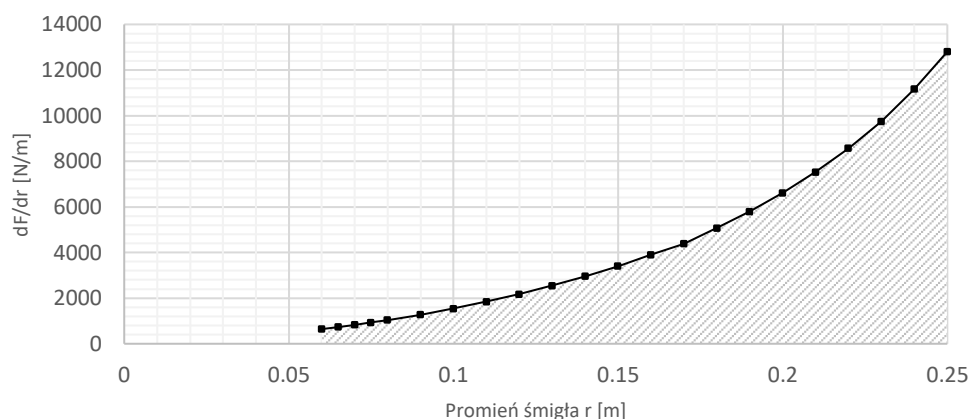
Każdy element łopaty wirnika został skręcony o odpowiedni kąt nastawienia względem punktu zerowego współczynnika momentu aerodynamicznego, który założono na 25% długości cięciwy każdego analizowanego przekroju poprzecznego łopaty. Linia przechodząca przez te punkty, jest linią prostą, nachyloną do osi obrotu o 90°.

Znając wszystkie charakterystyki geometryczne i aerodynamiczne poszczególnych przekrojów łopaty wirnika, wyznaczyć można siłę nośną oraz moment obrotowy dla tych przekrojów:

$$\frac{dF}{dr} = \frac{1}{2} \rho c C_z B V_0 (2\pi n r - V \varepsilon) \quad (5.8)$$

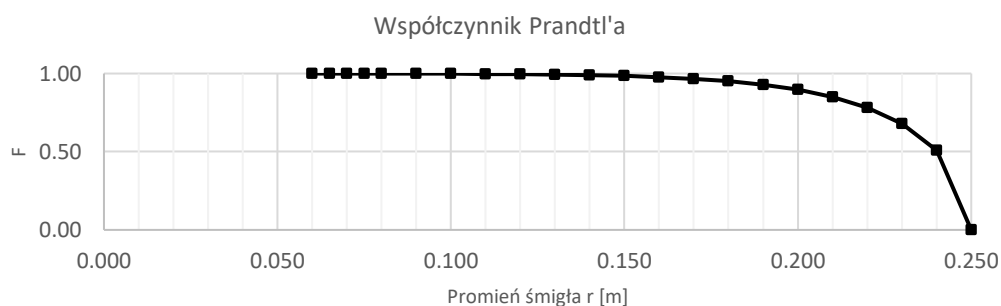
$$\frac{dM}{dr} = \frac{1}{2} \rho c C_z B V_0 r (V + 2\pi n r \varepsilon) \quad (5.9)$$

Na Rys. 52. przedstawiono wartość pochodnej ciągu w funkcji promienia łopaty. Na tej podstawie wyznaczyć można wartość ciągu wirnika, która wynosi 871,11 [N], natomiast moment obrotowy śmigła wynosi 45,18 [Nm].

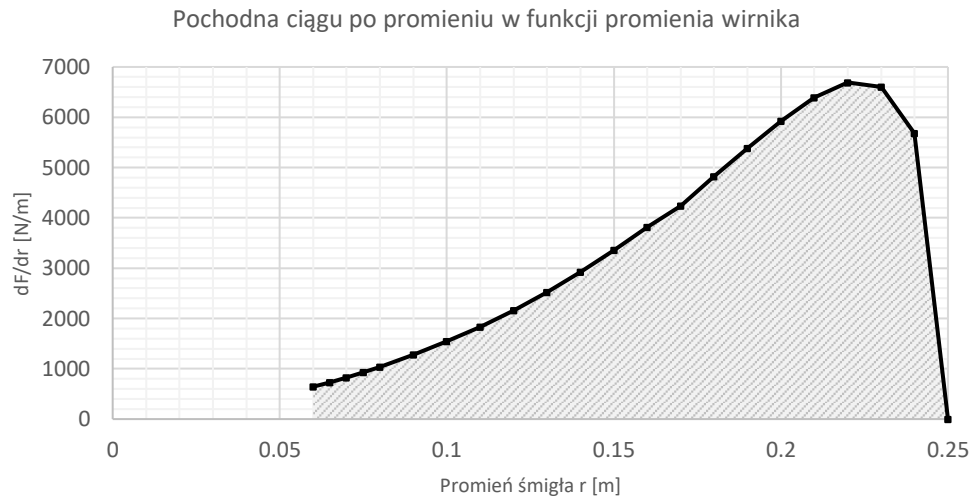


Rys. 52. Pochodna ciągu po promieniu w funkcji promienia wirnika.

Z powyższego wykresu widać, że najwięcej ciągu generuje końcówka łopaty wirnika. Dzieje się tak, ponieważ użyta metoda nie uwzględnia strat spowodowanych zawirowaniami powietrza powstającymi na wierzchołku łopaty. Aby uzyskać bardziej dokładne wyniki, uzyskane wartości pomnożono przez współczynnik Prandtl'a. Wartość współczynnika Prandtl'a F dla każdego analizowanego przekroju łopaty wirnika przedstawiono na Rys. 53, natomiast zmodyfikowany wykres pochodnej siły ciągu w funkcji promienia łopaty przedstawiono na Rys. 54. Skorygowane wartości siły ciągu oraz momentu wirnika przedstawia Tabela 8.



Rys. 53. Wsp. Prandtl'a w funkcji promienia łopaty wirnika



Rys. 54. Pochodna ciągu po promieniu w funkcji promienia wirnika po uwzględnieniu wsp. Prandtl'a

F [N]	M [Nm]	C_F	C_M	C_N	N [kW]
673.66	34.88	0.376	0.039	0.244	35.20

Tabela 8. Osiągi wirnika

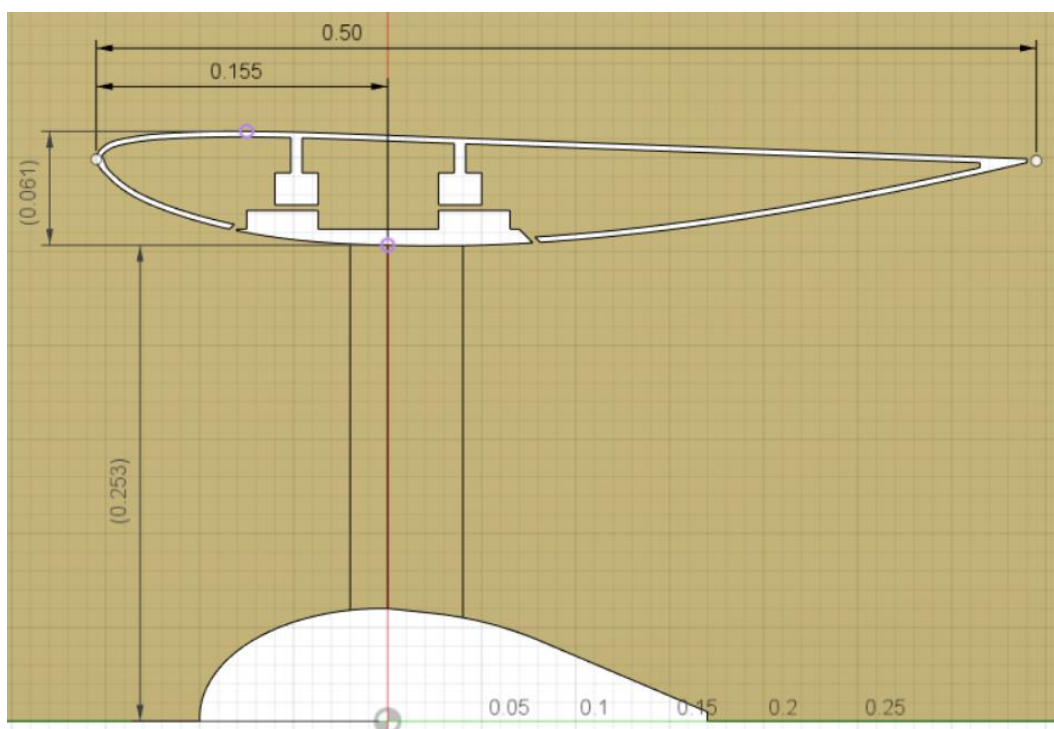
Należy pamiętać, że wartość siły ciągu oraz momentu uzyskane zostały za pomocą prostej metody obarczonej błędem, dlatego wartości uzyskane za pomocą testu bądź bardziej zaawansowanych modeli (np. CFD) będą widocznie niższe. Nie mniej jednak autor uważa, że użyta metoda jest wystarczająca do weryfikacji bardziej złożonych modeli analitycznych.

5.2. Dobór otunelowania

Analizując dostępne dane samolotu Airbus E-Fan, dobrano cięciwę otunelowania równą 0,7 [m]. Dla wybranego profilu Clark-Y przy tak dobranej cięciwie, maksymalna grubość wynosi 85 [mm], co założono za wystarczające do zabudowania 35 [kW] układu napędowego wraz z łożyskowaniem oraz układem olejowym.

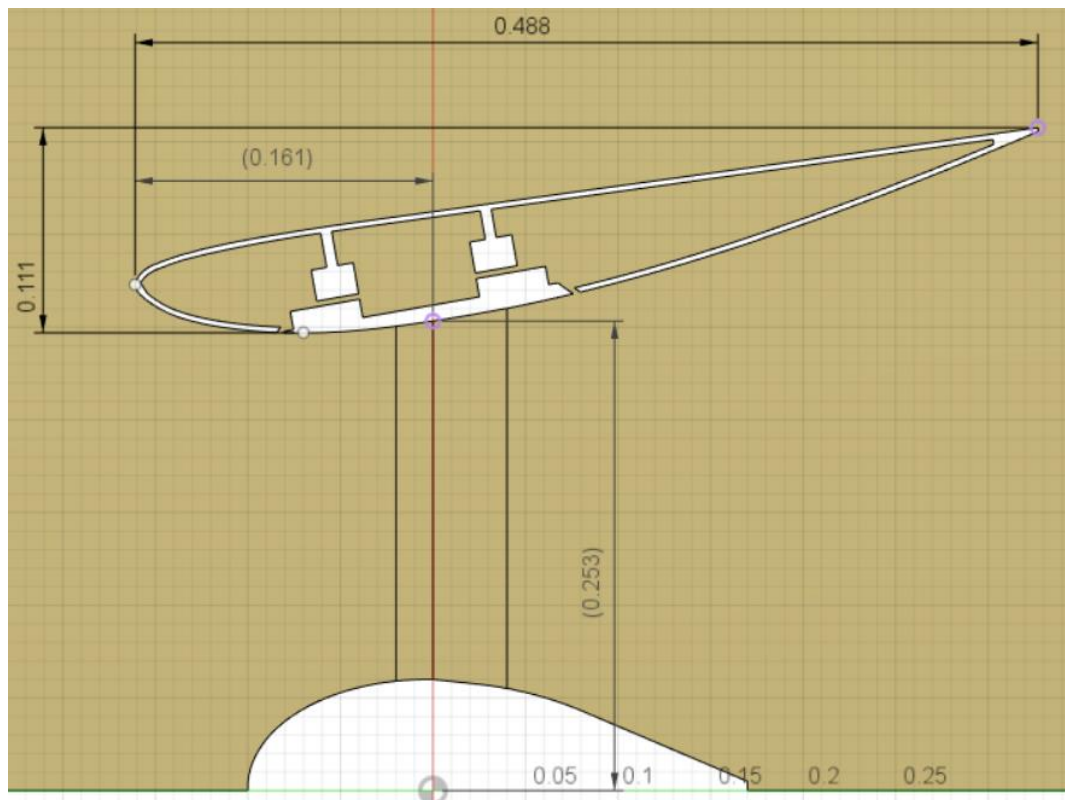
Profil tworzący otunelowanie ustawiony został pod kątem natarcia 0° . Dla tak dobranej geometrii, najmniejsza średnica wewnętrzna otunelowania znajduje się 0,277 [m] od krawędzi jego natarcia. Wirnik umiejscowiono w taki sposób, aby linia przechodząca przez środki aerodynamiczne każdego analizowanego przekroju poprzecznego łopaty znajdowała się w płaszczyźnie najmniejszej średnicy otunelowania. Szczelinę między zewnętrzną krawędzią łopat wirnika

a wewnętrzną powierzchnią otunelowania ustawiono na 3 [mm]. A więc minimalny wewnętrzny promień otunelowania wynosi 253 [mm]. Geometrię otunelowania dla kąta natarcia 0° przedstawia Rys. 55.

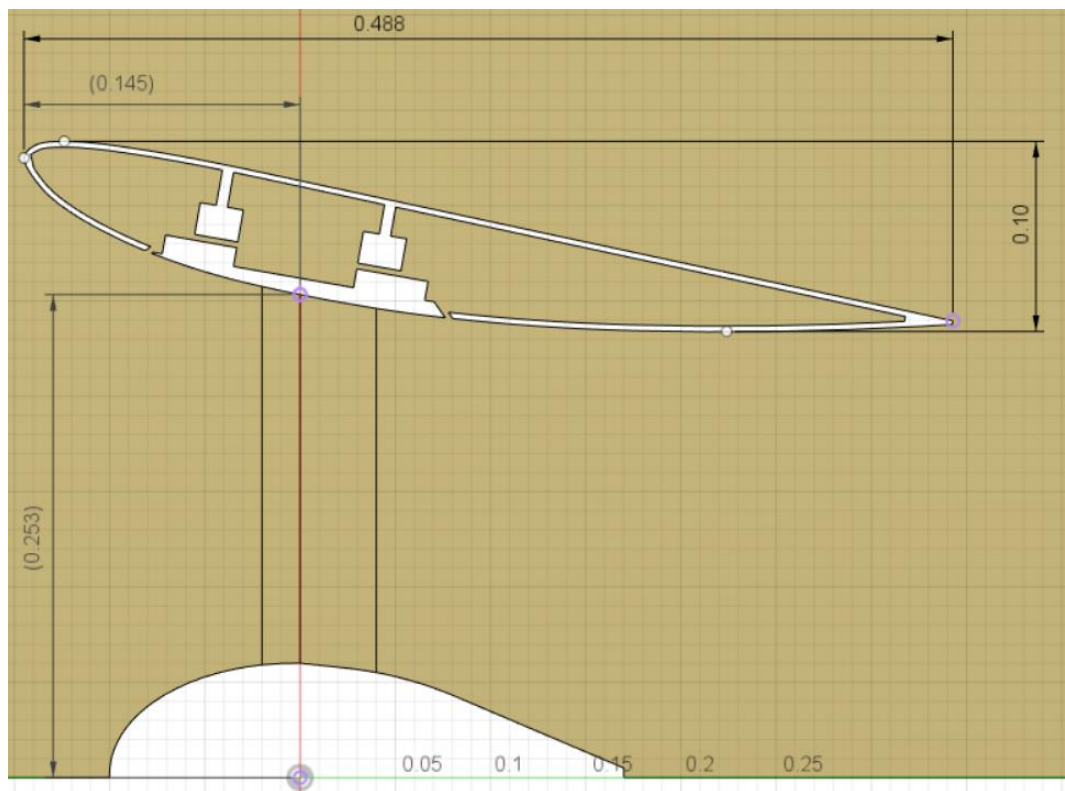


Rys. 55. Geometria otunelowania

W pracy przeanalizowano wpływ kąta natarcia otunelowania na warunki przepływu dla zakresu od -10° do $+10^\circ$ względem wektora napływających strug powietrza. W każdym analizowanym przypadku otunelowanie zaprojektowane zostało tak aby minimalny wewnętrzny promień wynosił 253 [mm]. Na Rys. 56 oraz Rys. 57 przedstawiono położenie wirnika względem otunelowania dla skrajnych analizowanych przypadków.



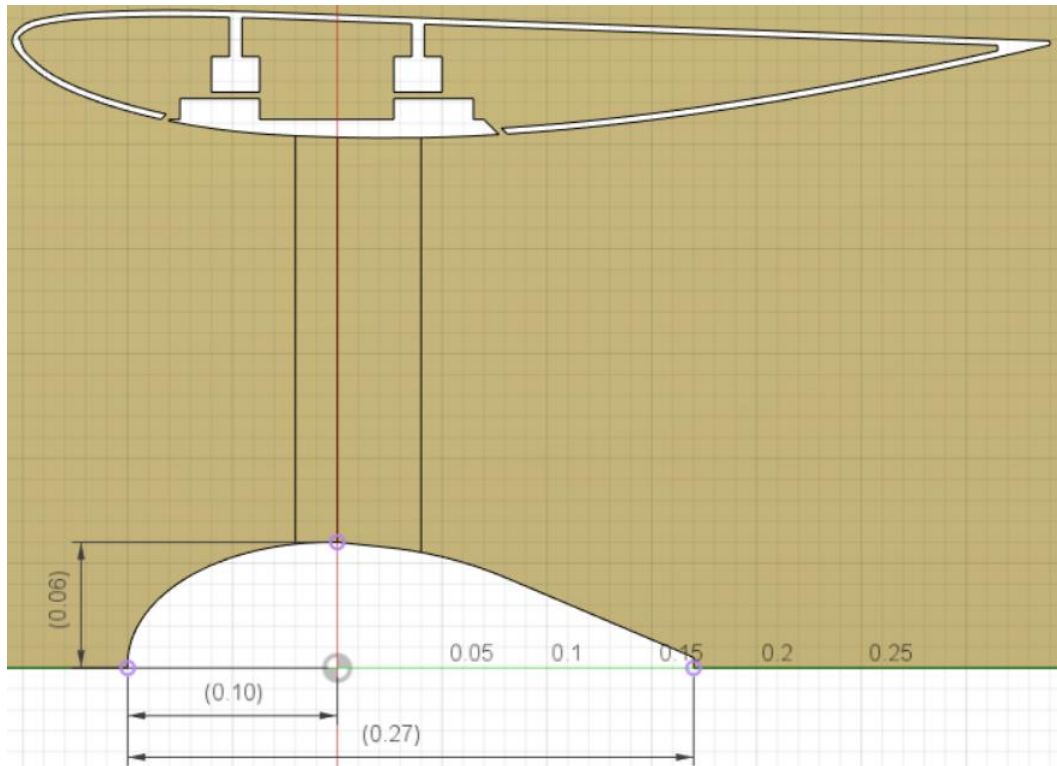
Rys. 56. Geometria otunelowania (kąt natarcia otunelowania $\alpha = -10^\circ$)



Rys. 57. Geometria otunelowania (kąt natarcia otunelowania $\alpha = 10^\circ$)

5.3. Dobór wewnętrznej obręczy śmigła (obudowy piasty)

Średnica obudowy piasty dobrana została w taki sposób, aby możliwe było zabudowanie bezszczotkowego silnika elektrycznego (np. APS120100). Średnica obudowy piasty wynosi 0,12 [m] a długość 0,27 [m]. Położenie obudowy piasty przedstawiono na Rys. 58.



Rys. 58. Obudowa piasty wirnika

6. MODEL NUMERYCZNY WENTYLATORA

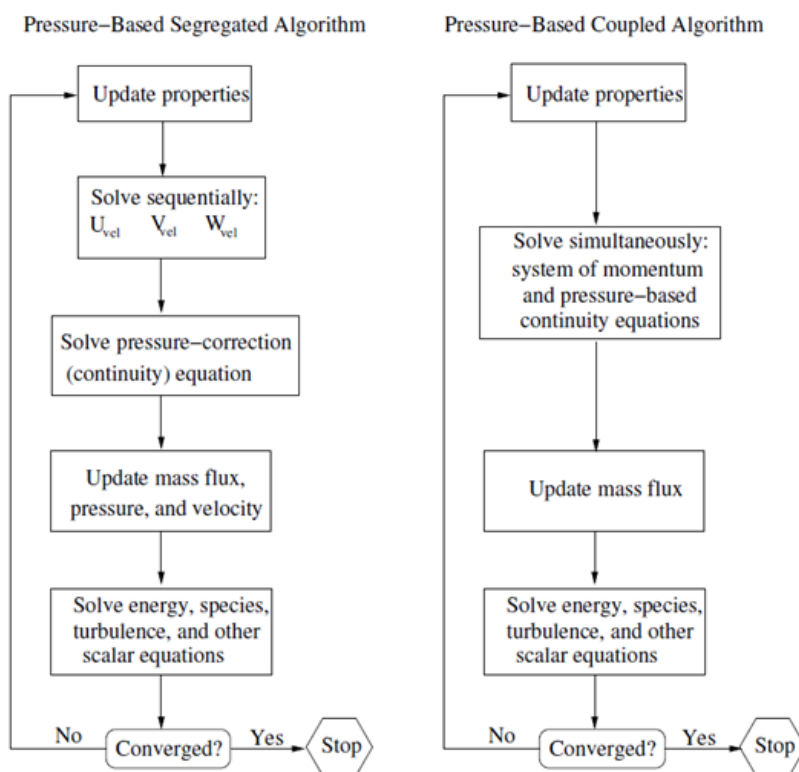
6.1. Obliczeniowa mechanika płynów

W niniejszej pracy do wyznaczenia szukanych parametrów przepływu wokół analizowanego wentylatora posłużono się programem Ansys Fluent w wersji 17, który oferuje dwa modele obliczeniowe:

- model obliczeniowy oparty na ciśnieniu,
- model obliczeniowy oparty na gęstości.

Model oparty na ciśnieniu wykorzystuje algorytm zwany metodą rzutowania [61]. W metodzie tej założenie zachowania masy (ciągłości przepływu) w polu prędkości jest osiągane poprzez rozwiązanie równania ciśnień w analizowanym przepływie. Równanie ciśnień jest wyprowadzane z równań ciągłości i pędu w taki sposób, że pole prędkości, skorygowane o ciśnienie, spełnia warunek ciągłości. Ponieważ układ równań opisujący przepływ jest nieliniowy proces jego rozwiązania ma charakter iteracyjny.

Ansys Fluent oferuje dwa algorytmy rozwiązujące warunki przepływu, oparte na ciśnieniu. Są to algorytm segregowany (segregated pressure-based solver) oraz sprzężony (coupled pressure-based solver). Oba algorytmy przedstawiono na Rys. 59.

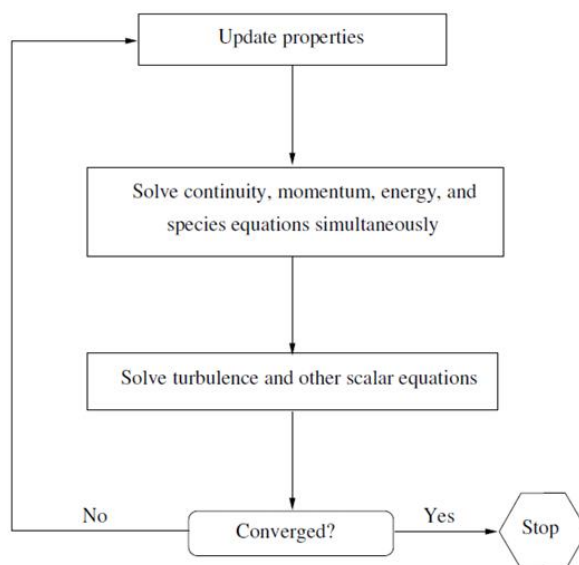


Rys. 59. Algorytmy rozwiązujące układ równań przepływu modelu opartego na ciśnieniu

W algorytmie segregowanym, poszczególne równania w układzie równań opisującym przepływ, są rozwiązywane jedno po drugim, niezależnie od pozostałych równań w układzie. Algorytm ten nie potrzebuje dużej ilości pamięci komputera, jednak zbieżność rozwiązania jest stosunkowo powolna.

Algorytm sprzężony rozwiązuje z kolei układ równań obejmujący równania pędu i ciągłości oparte na ciśnieniu. Ponieważ oba te równania są rozwiązywane w sposób ściśle powiązany (sprzężony), zbieżność rozwiązania następuje znacznie szybciej niż w przypadku algorytmu segregowanego, jednak zapotrzebowanie pamięci komputera wzrasta około dwukrotnie.

Model oparty na gęstości rozwiązuje układ równań ciągłości i pędu jednocześnie (w sposób powiązany). Podobnie jak w przypadku modeli opartych na ciśnieniu, równania przepływu, jednak oparte nie na ciśnieniu a na gęstości, są nieliniowe, dlatego proces ich rozwiązania ma charakter iteracyjny. Algorytm rozwiązania równań przedstawiono na Rys. 61.



Rys. 60. Algorytm rozwiązujący układ równań przepływu opartego na gęstości

6.1.1. Równanie Naviera-Stokesa

Opis ruchu elementarnej cząstki płynu ściśliwego przedstawić można za pomocą równań Naviera-Stokesa. Wielkości potrzebne do określenia stanu elementu płynu w przestrzeni to wektor prędkości $\vec{V} = u\vec{i} + v\vec{j} + w\vec{k}$, ciśnienie p oraz gęstość ρ . Do wyznaczenia tych wielkości posłużyć mogą równania zachowania masy, równania pędu, równania energetyczne oraz równanie stanu gazu.

Z pewnym przybliżeniem założyć można, że naprężenia wewnętrzne elementu płynu są funkcją lokalnej deformacji. W elemencie płynu o elementarnej

objętości całkowita deformacja składa się z liniowych odkształceń powierzchniowych elementu oraz odkształcenia objętościowego. Całkowita deformacja elementu składa się, przy założeniu, że płyn jest izotropowy z trzech komponentów odkształcenia liniowego:

$$\varepsilon_{xx} = \frac{\delta u}{\delta x}, \quad \varepsilon_{yy} = \frac{\delta v}{\delta y}, \quad \varepsilon_{zz} = \frac{\delta w}{\delta z} \quad (6.1)$$

oraz sześciu składowych liniowych odkształceń ścinających:

$$\varepsilon_{xy} = \varepsilon_{yx} = \frac{1}{2} \left(\frac{\delta u}{\delta y} + \frac{\delta v}{\delta x} \right) \quad (6.2)$$

$$\varepsilon_{xz} = \varepsilon_{zx} = \frac{1}{2} \left(\frac{\delta u}{\delta z} + \frac{\delta w}{\delta x} \right) \quad (6.3)$$

$$\varepsilon_{yz} = \varepsilon_{zy} = \frac{1}{2} \left(\frac{\delta v}{\delta z} + \frac{\delta w}{\delta y} \right) \quad (6.4)$$

Odształcenie objętościowe elementu płynu zapisać można za pomocą równania:

$$\frac{\delta u}{\delta x} + \frac{\delta v}{\delta y} + \frac{\delta w}{\delta z} = \text{div} \vec{u} \quad (6.5)$$

W cieczach newtonowskich naprężenia ścinające są proporcjonalne do szybkości ścinania. Lepkość dynamiczna μ określa zależność między naprężeniem a odkształceniem liniowym, natomiast lepkość λ określa zależność między naprężeniem a odkształceniem objętościowym. Tak więc dziewięć składowych naprężeń spowodowanych lepkością płynu, zgodnie z prawem Newtona dla płynów ściśliwych, zapisać można następująco:

$$\tau_{xx} = 2\mu \frac{\delta u}{\delta x} + \lambda \text{div} \vec{u}, \quad \tau_{yy} = 2\mu \frac{\delta v}{\delta y} + \lambda \text{div} \vec{u}, \quad \tau_{zz} = 2\mu \frac{\delta w}{\delta z} + \lambda \text{div} \vec{u} \quad (6.6)$$

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu \left(\frac{\delta u}{\delta y} + \frac{\delta v}{\delta x} \right) \quad (6.7)$$

$$\tau_{xz} = \tau_{zx} = \mu \left(\frac{\delta u}{\delta z} + \frac{\delta w}{\delta x} \right) \quad (6.8)$$

$$\tau_{yz} = \tau_{zy} = \mu \left(\frac{\delta v}{\delta z} + \frac{\delta w}{\delta y} \right) \quad (6.9)$$

Podstawiając powyższe naprężenia do równania pędu Cauchy'ego, otrzymuje się równania Naviera-Stokesa:

$$\rho \frac{Du}{Dt} = -\frac{\delta p}{\delta x} + \frac{\delta}{\delta x} \left[2\mu \frac{\delta u}{\delta x} + \lambda \text{div} \vec{u} \right] + \frac{\delta}{\delta y} \left[\mu \left(\frac{\delta u}{\delta y} + \frac{\delta v}{\delta x} \right) \right] + \frac{\delta}{\delta z} \left[\mu \left(\frac{\delta u}{\delta z} + \frac{\delta w}{\delta x} \right) \right] + X \quad (6.10)$$

$$\rho \frac{Dv}{Dt} = -\frac{\delta p}{\delta y} + \frac{\delta}{\delta x} \left[\mu \left(\frac{\delta u}{\delta y} + \frac{\delta v}{\delta x} \right) \right] + \frac{\delta}{\delta y} \left[2\mu \frac{\delta v}{\delta y} + \lambda \text{div} \vec{u} \right] + \frac{\delta}{\delta z} \left[\mu \left(\frac{\delta v}{\delta z} + \frac{\delta w}{\delta y} \right) \right] + Y \quad (6.11)$$

$$\rho \frac{Dw}{Dt} = -\frac{\delta p}{\delta z} + \frac{\delta}{\delta x} \left[\mu \left(\frac{\delta u}{\delta z} + \frac{\delta w}{\delta x} \right) \right] + \frac{\delta}{\delta y} \left[\mu \left(\frac{\delta v}{\delta z} + \frac{\delta w}{\delta y} \right) \right] + \frac{\delta}{\delta z} \left[2\mu \frac{\delta w}{\delta z} + \lambda \text{div} \vec{u} \right] + Z \quad (6.12)$$

6.1.2. Model Turbulentny

Przepływ turbulentny charakteryzuje chaotyczny charakter zmian parametrów ruchu. Płyn w ruchu turbulentnym podlega nieregularnym fluktuacjom lub mieszaniu. Prędkość płynu w punkcie podlega ciągłym zmianom, zarówno pod względem wielkości jak i kierunku.

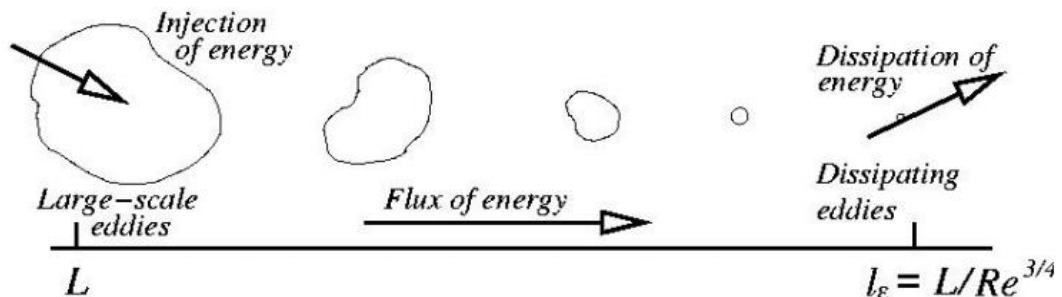
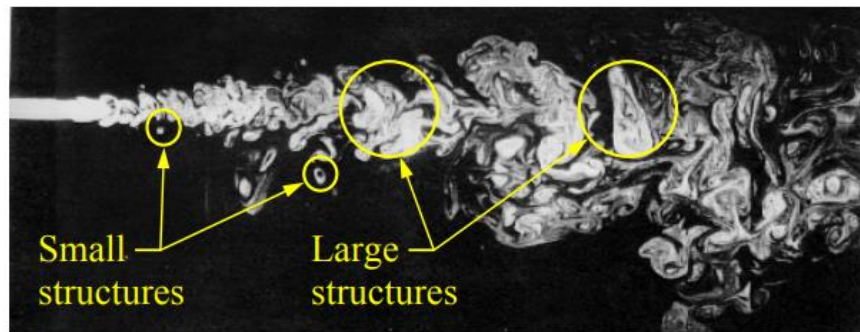
Przepływ turbulentny występuje przy wyższych prędkościach i niskiej lepkości. Jeśli liczba Reynoldsa jest większa niż $Re > 4000$, przepływ jest burzliwy. Przepływ charakteryzuje się nieregularnym (chaotycznym) ruchem cząstek płynu. W przepływie turbulentnym występuje dość płaski rozkład prędkości w przekroju rury, przez co płyn przepływa przez rurę przy danej pojedynczej (uśrednionej) wartości prędkości i gwałtownie spada bardzo blisko ścian. Cecha odpowiedzialna za zwiększone mieszanie i szybkość transportu masy, pędu i energii w przepływie nazywana jest dyfuzyjnością. Przepływ turbulentny charakteryzuje się silnym trójwymiarowym mechanizmem generowania wirów. W przepływie burzliwym występuje proces rozpraszania, w którym energia kinetyczna przepływu turbulentnego jest przekształcana w energię wewnętrzną pod wpływem lepkiego naprężenia ścinającego.

Wygodnym parametrem do przewidywania warunków przepływu jest liczba Reynoldsa Re , która określa stosunek sił bezwładności do sił lepkości. Gdy w przepływie dominują siły lepkości (niska prędkość przepływu, niskie wartości liczby Re), przepływ jest laminarny. W przypadku gdy siły bezwładności dominują nad siłami lepkości, wówczas przepływ przybiera charakter turbulentny.

Na podstawie licznych doświadczeń, przyjmuje się, że gdy liczba Reynoldsa przekracza 1×10^5 [66], przepływ jest turbulentny

Z powodu swojej złożoności parametry przepływu zaburzonego są przeważnie wyznaczane za pomocą modeli statystycznych [62]. W 1941 rosyjski matematyk Andriej Nikolaevich Kolmogorov postulował, że przepływy turbulentne obejmują szeroki zakres skal. Od makroskali, w której energia jest dostarczana, do mikroskali, w której energia jest rozpraszana przez lepkość. Przy dostatecznie dużej liczbie Reynoldsa, wiry o małej skali są izotropowe, natomiast duże wiry mogą być anizotropowe. Założenie to oznacza, że analiza statystyczna małych wirów jest niezależna od jakichkolwiek kształtów geometrycznych i jest uniwersalna dla wszystkich przepływów turbulentnych. Najmniejsze skale w przepływie turbulentnym nazywa się mikroskalami Kolmogorova [63]. Są one na tyle małe, że dyfuzja molekularna staje się istotna i zachodzi lepka dyssypacja energii, a burzliwa energia kinetyczna rozpraszana jest w ciepło.

Wielkość najmniejszego wiru w przepływie zależy od lepkości. Skala długości Kolmogorova zmniejsza się wraz ze spadkiem lepkości. Przy dużych liczbach Reynoldsa siły lepkości są mniejsze od sił bezwładności. W przepływie powstają coraz mniejsze wiry, dopóki wpływ lepkości nie stanie się istotny, a energia nie zostanie rozproszona, Rys. 61. Stosunek największych do najmniejszych skal długości w przepływie turbulentnym jest proporcjonalny do liczby Reynoldsa.



Rys. 61. Schemat transportu energii w przepływie turbulentnym

Istnieje kilka metod obliczeniowych umożliwiających wyznaczenie parametrów przepływu turbulentnego. Na Rys. 62 schematycznie przedstawiono modele turbulencji dostępne w programie Ansys Fluent.

- *Równania Reynoldsa dla przepływów turbulentnych (RANS – Reynolds Averaged Navier-Stokes Equations),*

W metodzie tej każda wielkość fizyczna charakteryzująca warunki przepływu w punkcie jest sumą wielkości uśrednionej w czasie i składowej turbulencji, którą wyznacza się metodami statystycznymi. Zmodyfikowane w ten sposób równania Naviera-Stokesa nazywa się równaniami Reynoldsa.

- *Metoda bezpośrednia symulacji obliczeniowej przepływów turbulentnych (DNS – Direct Numerical Simulation),*

Metoda ta polega na bezpośrednim rozwiązaniu równań Naviera-Stokesa bez jakichkolwiek uproszczeń. W związku z tym model ten uwzględniać musi wszystkie skale turbulencji. Zastosowanie modelu DNS wymaga użycia gęstych siatek, których elementy muszą być mniejsze od najmniejszych skal turbulencji. Najszybsze obecnie dostępne superkomputery pozwalają na symulacje przepływów charakteryzujących się liczbą Reynoldsa rzędu $Re = 10^3$, co ogranicza użycie tego modelu jedynie do prostych przepływów badanych w instytucjach naukowych. Model ten nie jest wykorzystywany w przemyśle.

- *Metoda symulacji dużych wirów turbulentnych (LES – Large Eddy Simulation),*

Jest to metoda pośrednia między modelem RANS a DNS. W modelu tym określa się filtr, który dzieli ruch płynu na drobno i wielkoskalowy. Wielkoskalowy ruch płynu wyznaczany jest za pomocą zmodyfikowanych równań Naviera-Stokesa, natomiast drobnoskalowe struktury wirowe są modelowane. Model ten, mimo iż mniej kosztowny niż DNS wciąż wymaga ogromnych mocy obliczeniowych, dlatego jest używany w przemyśle niezmiernie rzadko.

Zgodnie z hipotezą Boussinesq’a równania Reynoldsa wyznaczyć można posługując się lepkością wiru, μ_T . Lepkość ta może być wyznaczona za pomocą mikroskal Kolmogorova, używając poniższych wielkości:

k – energia kinetyczna turbulencji,

ε – współczynnik rozproszenia energii kinematycznej turbulencji,

ω – zmodyfikowany współczynnik rozproszenia energii kinetycznej turbulencji.

Model Spalart-Allmaras jest najprostszym dostępnym modelem rozwiązującym przepływ turbulentny. Oparty jest na rozwiązaniu równania transportu elementu płynu. Model ten jest powszechnie używany w przemyśle lotniczym (analiza zjawisk wewnątrz silnika turbinowego). Model ten dobrze radzi sobie ze zjawiskami wewnątrz warstwy przyściennej, jednak nie nadaje się do analizy przepływów z odrywaniem się warstwy przyściennej.

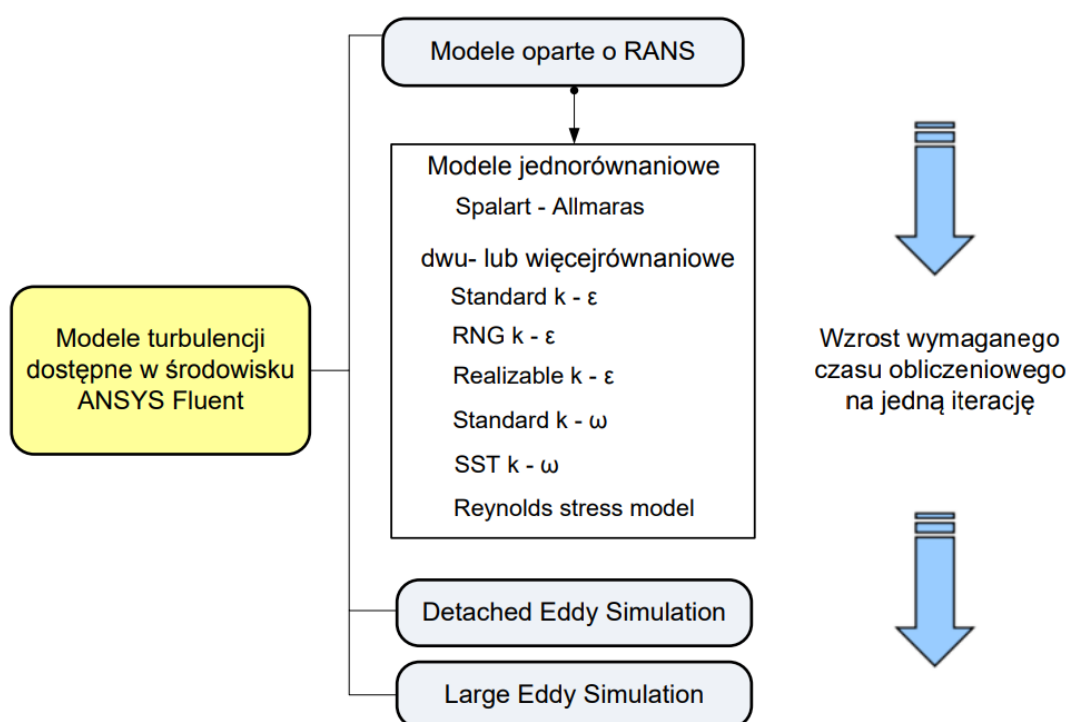
Model standardowy $k - \varepsilon$ jest powszechnie używany w przemyśle lotniczym, daje stosunkowo dokładne wyniki, jednak nie nadaje się do analizowania przepływów z silnym oderwaniem warstwy przyściennej. Równanie współczynnika rozproszenia energii kinematycznej turbulencji, ε nie daje się obliczyć wewnątrz warstwy przyściennej, przez co konieczne jest użycie odpowiednich funkcji. Wydajność modelu $k - \varepsilon$ została zwiększona spełniając pewne matematyczne założenia dla naprężeń turbulentnych (Reynoldsa). Tak zwany model „realizable” pozwala rozwiązać równania Reynoldsa dla przepływów

z oderwaniem warstwy przyściennej. Dobrze radzi sobie także z szybkimi zmianami parametrów przepływu elementu płynu. Istnieje jeszcze inna modyfikacja, model RNG (Renormalization) $k - \varepsilon$, który oferuje dokładniejsze wyniki dla bardziej skomplikowanych przepływów. Model ten dobrze radzi sobie z przepływami z silnymi oderwaniami warstwy przyściennej oraz z silnymi ruchami wirowymi (*swirl*). Równania energii kinetycznej i współczynnika rozproszenia tej energii sformułowane są za pomocą innej teorii niż w przypadku standardowego modelu $k - \varepsilon$.

Model $k - \omega$ jest bardzo podobny do $k - \varepsilon$, jednak charakteryzuje się dużo dokładniejszymi wynikami analizy przepływów w warstwie przyściennej. Model

ten nie wymaga użycia funkcji do obliczenia parametrów przepływu w warstwie przyściennej, jednak wiąże się to z koniecznością zbudowania bardzo gęstej siatki obliczeniowej w jej obszarze.

Model $k - \omega$ daje znacznie lepsze rezultaty w obszarze warstwy przyściennej, w porównaniu do modelu $k - \epsilon$. Jednak w obszarze swobodnego strumienia przepływu model $k - \omega$ jest zbyt czuły, generując zbyt duże wartości współczynnika ω . Problem ten nie występuje w modelu $k - \epsilon$. Z kolei model $k - \epsilon$ nie radzi sobie z poprawnym obliczaniem naprężeń ścinających w płynie w obszarze śladu wirowego. Model SST (Shear Stress Transport) $k - \omega$ rozwiązuje powyższe ograniczenia. Model ten używa równań standardowego modelu $k - \omega$ w obszarze warstwy przyściennej, natomiast w miarę oddalania się od powierzchni ograniczającej przepływ, płynnie przechodzi do modelu $k - \epsilon$.



Rys. 62. Modele turbulencji dostępne w programie Ansys Fluent

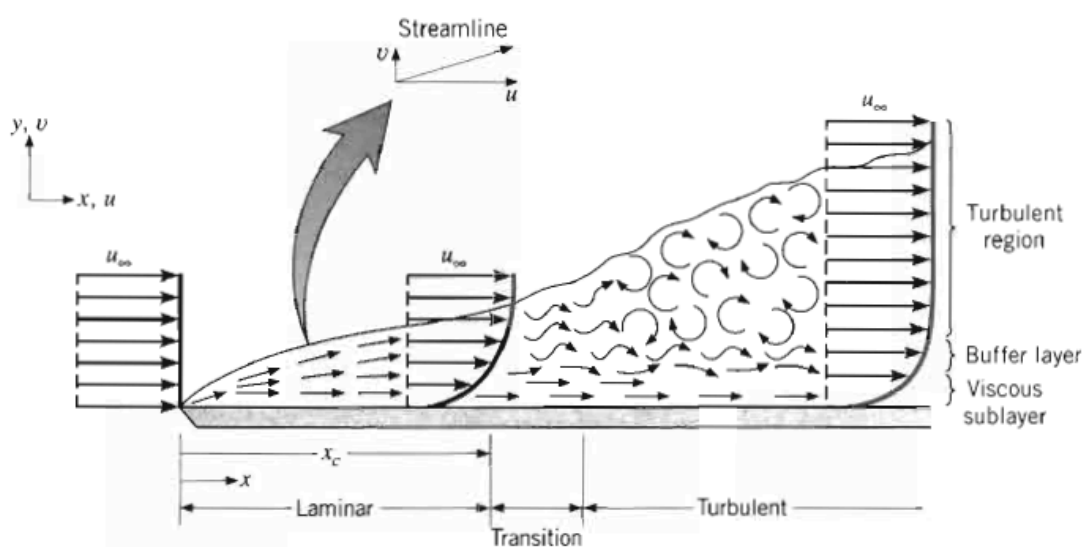
Model RSM (Reynolds Stress Model) jest ostatnim modelem turbulentnym opartym na równaniach Reynoldsa dostępnym w programie Ansys Fluent. Model ten daje najdokładniejsze wyniki z powyżej opisanych, zwłaszcza dla skomplikowanych trójwymiarowych przepływów z silnymi zawirowaniami/rotacją. Nie jest on jednak tak popularny jak modele dwu-równaniowe ponieważ jest trudniejszy do zbiegnięcia oraz wymaga większych mocy obliczeniowych.

6.1.3. Przepływ płynu w pobliżu ciała stałego

W teorii mechaniki płynów oraz w analizie numerycznej przepływów płynów, przyjmuje się założenie, że cząsteczki płynu znajdujące się w pobliżu powierzchni ciała stałego, które ten płyn opływa nie poruszają się z prędkością

przepływu daleko od tego ciała, ale pozostają przyklejone do powierzchni tego ciała. Dzieje się tak dlatego, że siły adhezji cząsteczek płynu przyklejonych do powierzchni opływającego ciała są większe niż siły przyciągające sąsiadujące cząsteczki płynu.

Płyn poruszający się z daną prędkością wzdłuż powierzchni ciała stałego ma tendencję do przyklejania się do tej powierzchni. Prędkość cząsteczek płynu w pobliżu tej powierzchni równa jest zatem prędkości z jaką porusza się ciało stałe, jeśli znajduje się ono w ruchu. Przepływ w pobliżu powierzchni ciała stałego nazywa się warstwą przyścienną, Rys. 63.



Rys. 63. Warstwa przyścienna

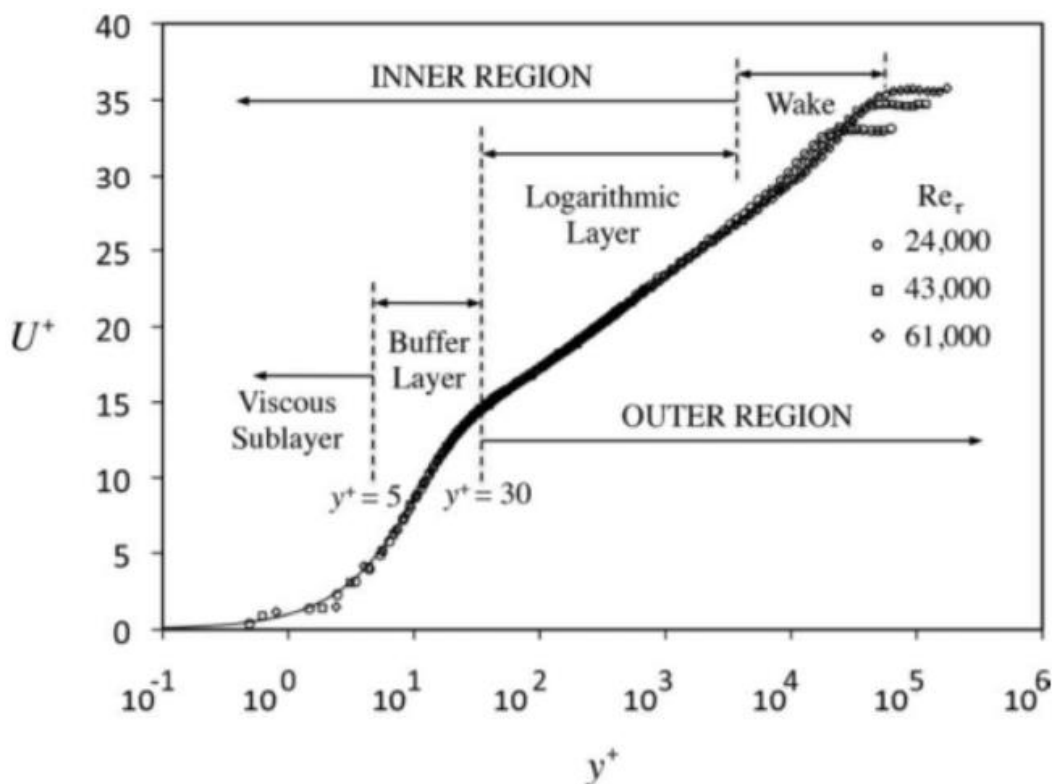
Właściwością płynów odpowiadającą za brak poślizgu płynu w kontakcie z powierzchnią ciała stałego (czego rezultatem jest powstanie warstwy przyściennej) jest lepkość cieczy. To właśnie lepkość płynu odpowiada za powstawanie siły oporu powierzchni opływającego ciała.

W pobliżu opływanej powierzchni siły lepkości w płynie powodują znaczny gradient prędkości w związku z czym liczba Reynoldsa maleje aż całkowicie znika w punkcie kontaktu płynu z powierzchnią opływającego ciała. Warstwę przyścienną podzielić można na trzy składowe regiony:

- Warstwa lepka (viscous wall layer) – znajdująca się wewnątrz (najbliżej powierzchni opływającego ciała) charakteryzuje się niskimi wartościami liczby Reynoldsa, a zatem dużą rolę w tej warstwie odgrywają siły lepkości.
- Warstwa pośrednia (Buffer layer) – w której przyjmuje się, że naprężenia w płynie są stałe i równe naprężeniu ścinającemu na powierzchni opływającego ciała, znaczy to tyle, że w warstwie

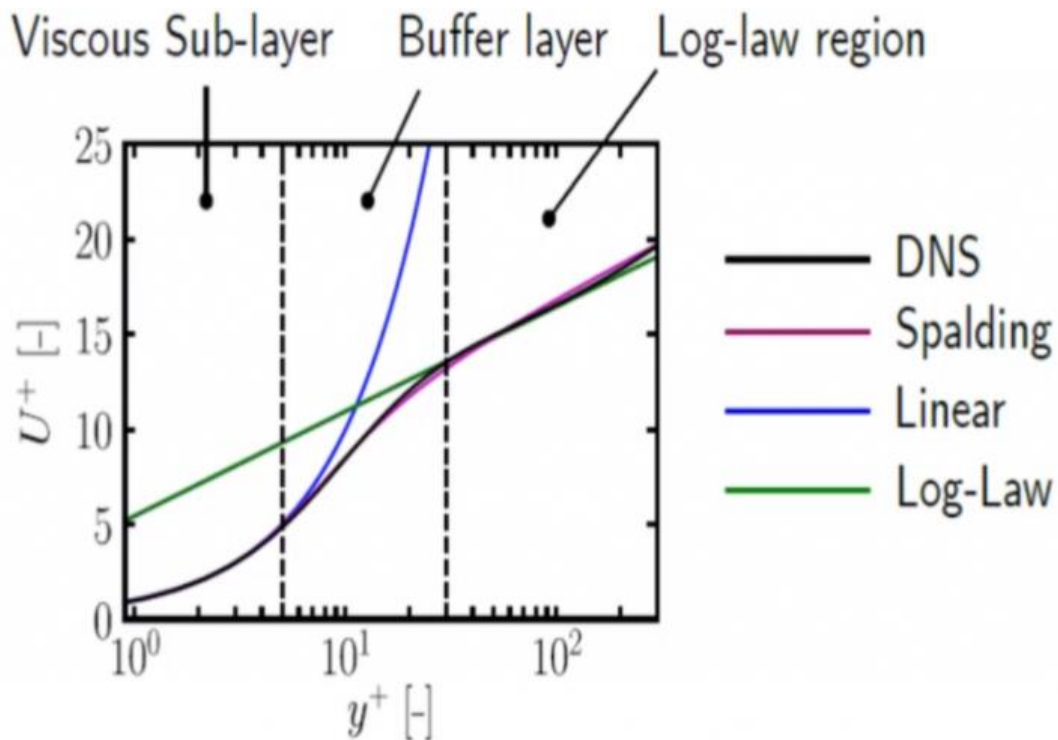
pośredniej turbulencja przepływu oraz siły lepkości w przepływie odgrywają równie ważne role.

- Warstwa zewnętrzna, turbulentna (Turbulent layer) – w której prędkość oraz inne parametry przepływu nie zależą już głównie od sił lepkości, a od turbulentnego charakteru przepływu.



Rys. 64. Eksperymentalna weryfikacja prędkości i wysokości trzech składowych warstwy przyściennej

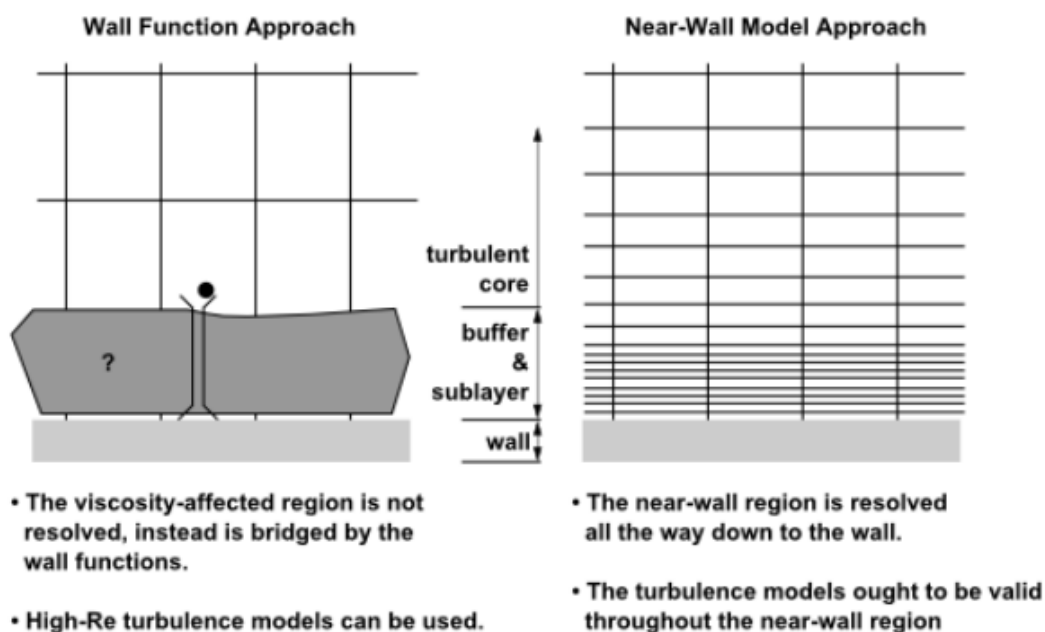
W obliczeniowej mechanice płynów istnieją dwie metody pozwalające uzyskać warunki przepływu w warstwie przyściennej. Jedną z tych metod rozkład prędkości w warstwie przyściennej rozwiązuje za pomocą równań funkcji (*wall function approach*), które wyznaczono posługując się danymi uzyskanymi z badań (Rys. 64). Ponieważ odwzorowanie charakteru warstwy przyściennej za pomocą jednej funkcji, choć możliwe, jest kosztowne (wymaga dużych mocy obliczeniowych komputera), do jej opisu stosuje się układ równań. W warstwie lepkiej przyjmuje się, że wartości bezwymiarowej odległości elementu od powierzchni ciała stałego y^+ jest równy bezwymiarowej prędkości U^+ , zatem w tym regionie warstwy przyściennej równania opisujące warunki przepływu jest funkcją liniową. W obszarze turbulentnym (zewnętrznym) równanie charakteryzujące warunki przepływu opisane jest funkcją logarytmiczną, co pokazuje Rys. 65.



Rys. 65. Przedstawienie funkcji opisujących przepływ w warstwie przyściennej

Z powyższego rysunku słusznie wywnioskować można, że zaproponowana metoda jest mało dokładna w obszarze warstwy pośredniej (buffer layer). Obszar ten występuje przy parametrze y^+ równym około 11.2 i powinno się unikać używania funkcji przyściennych (wall functions) w tym obszarze.

Druga metoda (near wall model approach) nie wykorzystuje żadnych dodatkowych równań do wyznaczenia parametrów przepływu w warstwie przyściennej, warunki przepływu wyznaczane są w sposób iteracyjny w każdym elemencie siatki domeny symulującej badaną objętość przepływu. Rys. 66 schematycznie przedstawia obie metody.



Rys. 66. Dwa podejścia wyznaczenia parametrów przepływu w warstwie przyściennej

Obie metody obliczeniowe wymagają zbudowania odpowiedniej siatki obliczeniowej w celu uzyskania miarodajnych wyników. Model używający funkcji przyściennych nie wymaga gęstej siatki w obszarze warstwy przyściennej a co za tym idzie nie wymaga dużego zapotrzebowania na pamięć komputera. W modelu tym obszar warstwy przyściennej powinien mieć co najmniej kilka elementów siatki zadłuż wektora normalnego do powierzchni opływającego obiektu oraz bezwymiarowy współczynnik y^+ powinien mieścić się w przedziale $30 < y^+ < 300$, przy czym porządne są wartości w okolicy 30. Druga opisana metoda wymaga szczególnej uwagi podczas budowania siatki obliczeniowej w obszarze warstwy przyściennej. W celu uzyskania poprawnych wyników gęstość siatki musi być zamodelowana w taki sposób, aby bezwymiarowy parametr $y^+ = 1$.

Użyta wyżej wielkość y^+ jest bezwymiarowym współczynnikiem odległości od powierzchni opływającego obiektu i jest zdefiniowana jako:

$$y^+ \equiv \frac{u_t y}{\nu} \quad (6.13)$$

gdzie:

u_t – prędkość ścinania (tarcia) na powierzchni najbliższego elementu siatki obliczeniowej

y – odległość do powierzchni, na której szukany jest parametr y^+

ν – lepkość kinematyczna płynu.

Współczynnik u^+ jest bezwymiarowym współczynnikiem prędkości, opisujący prędkość równoległą do powierzchni opływanego ciała (jako funkcji odległości od tej powierzchni) do prędkości ścinania:

$$u^+ = \frac{u}{u_t} \quad (6.14)$$

6.2. Algorytm analizy

Analizę badanego zespołu napędowego ze zmodyfikowanym kształtem luzu wierzchołkowego wykonano za pomocą programu CFD Ansys Fluent w wersji 17. Na wstępnym etapie zbadano trójwymiarowy model wirnika przedstawionego w rozdziale 5.1. Ponieważ wstępny dobór śmigła (wirnika) obarczony jest szeregiem uproszczeń, zgodnie z oczekiwaniami wartości ciągu śmigła uzyskane za pomocą programu Ansys Fluent są mniejsze od tych uzyskanych metodą elementu łopaty śmigła. Do dalszych analiz porównawczych użyto wyników uzyskanych z analizy 3D.

Kolejnym krokiem w badaniu wpływu modyfikacji kształtu wiru zaśmigłowego było zbudowanie dwóch trójwymiarowych modeli wentylatora otunelowanego. W obu tych modelach geometria wirnika jest identyczna z geometrią śmigła. W pierwszym modelu szczelina nad końcówką łopaty wirnika wynosi 3mm. Drugi model posłużył do analizy zmodyfikowanej geometrii luzu, zgodnie z Rys. 45 z rozdziału 4.2.2, gdzie część otunelowania tworzy pierścień integralny z łopatami wirnika.

Za pomocą modeli trójwymiarowych przeanalizowano jedynie przypadek, w którym profil lotniczy tworzący otunelowanie wirnika jest ustawiony pod kątem natarcia $\alpha = 0^\circ$ do kierunku napływających strug powietrza.

W pracy przeanalizowano wpływ kąta natarcia otunelowania wirnika na zachowanie się zmodyfikowanej geometrii wentylatora w zakresie $-10^\circ < \alpha < 10^\circ$. Analizę tę wykonano jednak posługując się modelami dwuwymiarowym.

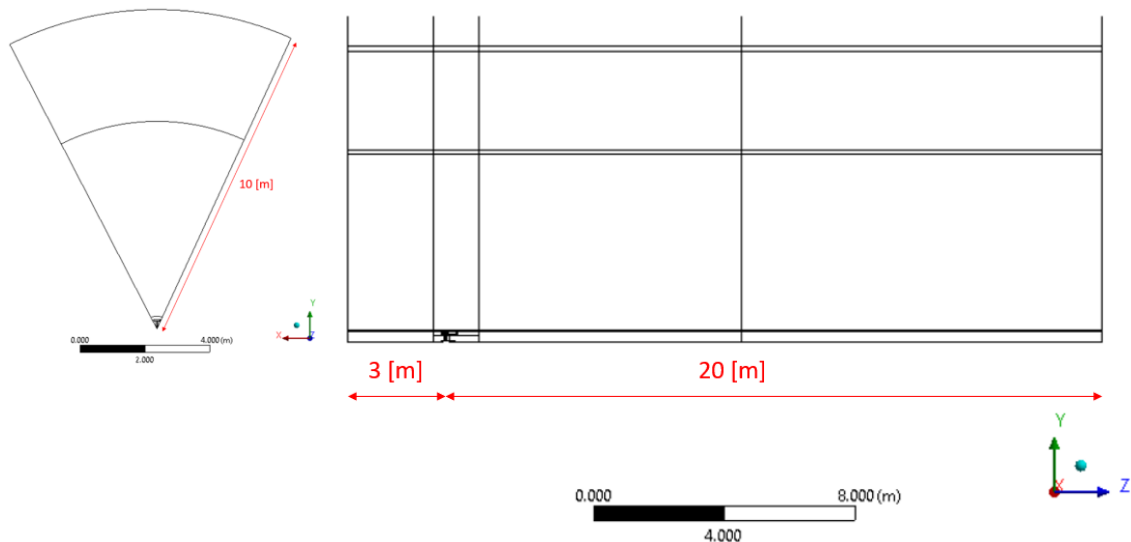
Dysponując wynikami modeli trójwymiarowych dla kąta natarcia otunelowania $\alpha = 0^\circ$ wyznaczono parametry przepływu w dysku wirnika, które następnie użyto jako dane wejściowe w analizie dwuwymiarowej. Posłużono się pewnym uproszczeniem i dla każdego analizowanego przypadku kąta natarcia otunelowania użyto tych samych parametrów przepływu w dysku roboczym wirnika. Założono, że zmiana parametrów przepływu w dysku wirnika w analizowanym zakresie kątów natarcia otunelowania jest dostatecznie mała i ma pomijalny wpływ na wyniki i wnioski przeprowadzonego w niniejszej pracy badania.

6.3. Model 3-D

Trójwymiarowy model śmigła i wirnika przyjmuje kształt klina. Jest to osiowo symetryczny model obejmujący tylko jedną łopatę wirnika.

6.3.1. Domena 3-D

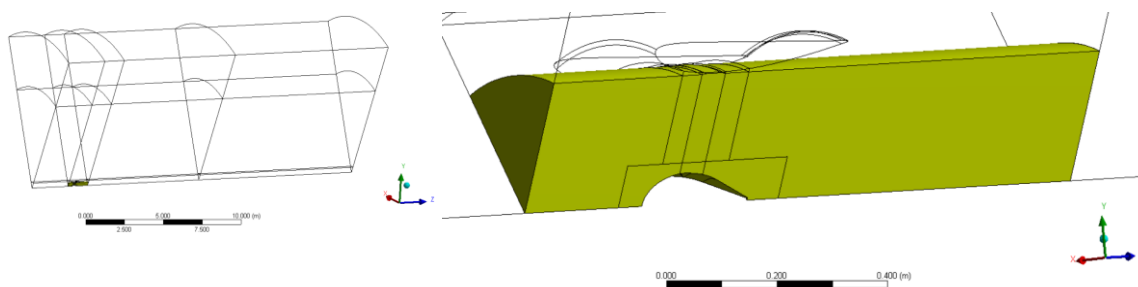
Domena modelu musi być dobrana tak aby warunki brzegowe znajdowały się dostatecznie daleko od badanej geometrii. W przemyśle lotniczym przyjęło się, że warunki brzegowe powinny znajdować się w odległości co najmniej 20 krotności wielkości charakterystycznej badanej geometrii. W przypadku wentylatora za wielość charakterystyczną przyjęto cięciwę profilu łopaty, a więc warunki brzegowe powinny znajdować się co najmniej w odległości 1,4 [m] od wentylatora. Na Rys. 67 przedstawiono wymiary domeny, kąt klina wynika z liczby łopat wirnika.



Rys. 67. Domena modelu 3-D

Na Rys. 67 widać, że długość domeny za wentylatorem jest wielokrotnie większa od wymaganej minimalnej przyjętej odległości. Wynika to z tego, że wir generowany przez wirnik niesie ze sobą dużą energię w postaci turbulencji. Energia ta musi zostać dostatecznie rozproszona zanim dotrze do granicy domeny, w innym przypadku program Ansys Fluent nie poradzi sobie z wyznaczeniem parametrów analizowanego przepływu.

Domena trójwymiarowego modelu podzielona została na dwie strefy: strefę statyczną oraz strefę obrotową (zaznaczoną na zielono na Rys. 68). Domena obrotowa symuluje ruch obrotowy wirnika.

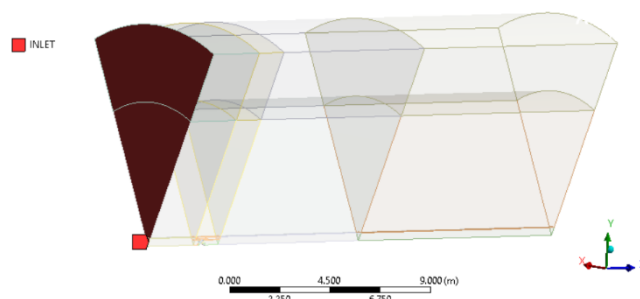


Rys. 68. Domena modelu 3-D z zaznaczoną strefą obrotową

6.3.2. Warunki brzegowe modelu 3-D

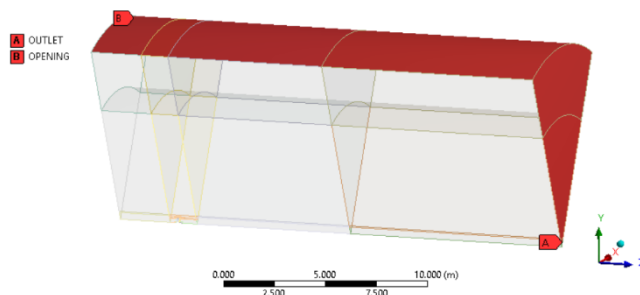
Powierzchnie ograniczające przepływ w płynie w programie Ansys Fluent określone są jako warunek brzegowy typu *wall*. W analizowanym przypadku ten rodzaj warunku brzegowego przypisany został do wszystkich powierzchni wentylatora.

Powierzchnia zaznaczona kolorem czerwonym na Rys. 69 jest powierzchnią, na której określony został wektor prędkości płynu znajdującego się wewnątrz domeny. W programie Ansys Fluent wektor prędkości przypisać można za pomocą warunku brzegowego typu *velocity inlet*.



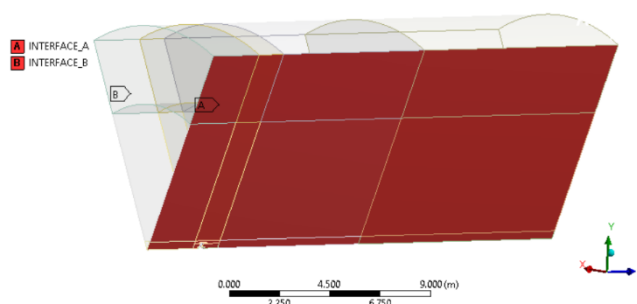
Rys. 69. Warunek brzegowy typu *velocity inlet*

Na Rys. 64. przedstawiono z kolei powierzchnie domeny, którym przypisano znaną wartość ciśnienia statycznego (manometrycznego). A programie Ansys Fluent umożliwia to warunek brzegowy typu *pressure outlet*.



Rys. 70. Warunek brzegowy typu *pressure outlet*

Ponieważ domeny użyte w modelach trójwymiarowych obejmują tylko jedną łopatę wirnika, na powierzchniach domeny tworzących klin, dlatego konieczne jest użycie warunku brzegowego symulującego osiowo symetryczny charakter analizowanego problemu. W tym celu użyto warunku brzegowego typu *interface*. Użycie tego warunku brzegowego powoduje, że parametry przepływu w elementach siatki na jednej z powierzchni zaznaczonej na Rys. 71 kopiowane są do elementów siatki na drugiej z zaznaczonych powierzchni.



Rys. 71. Warunek brzegowy typu *interface*

W opisywanej domenie, ważne jest, aby węzły siatki na jednej powierzchni pokrywały się z węzłami siatki na drugiej powierzchni w cylindrycznym układzie współrzędnych. Tabela 9 przedstawia zebrane parametry warunku brzegowego typu *interface* użyte w analizie.

Parametr	Wartość
Interface options	Periodic boundary conditions
Interface options	Matching
Periodic boundary conditio type	Rotational

Tabela 9. Parametry warunków brzegowych typu *interface*

6.3.3. Rozwiązanie równań przepływu modelu 3-D (solver)

Analizowany zakres prędkości nie przekracza prędkości dźwięku, dlatego do rozwiązania warunków przepływu użyto modelu rozwiązującego równania Reynoldsa oparte na ciśnieniu przepływu (*pressure based solver model*).

Analizowany problem zgodnie z opisem przedstawionym w rozdziale 6.1.2 powinien być obliczony używając modelu RSM, który powinien dać najdokładniejsze wyniki. Model RSM wymaga jednak znacznie większych mocy obliczeniowych, dlatego w pracy posłużono się modelem SST $k - \omega$. Model ten, pomimo iż mniej dokładny niż RSM wciąż dostarcza akceptowalnie poprawne wyniki; jest on powszechnie używany w przemyśle do analizy podobnych przepływów.

Tabela 10 przedstawia zebrane najważniejsze parametry użyte do określenia warunków przepływu analizowanych modeli 3-D.

Parametr	Wartość
Model	k – ω SST
Pressure-Velocity coupling scheme	SIMPLE
Gradient	Least squares cel based
Pressure	Second order
Momentum	Second order upwind
Turbulent kinetic energy	First order upwind
Specific dissipation rate	First order upwind

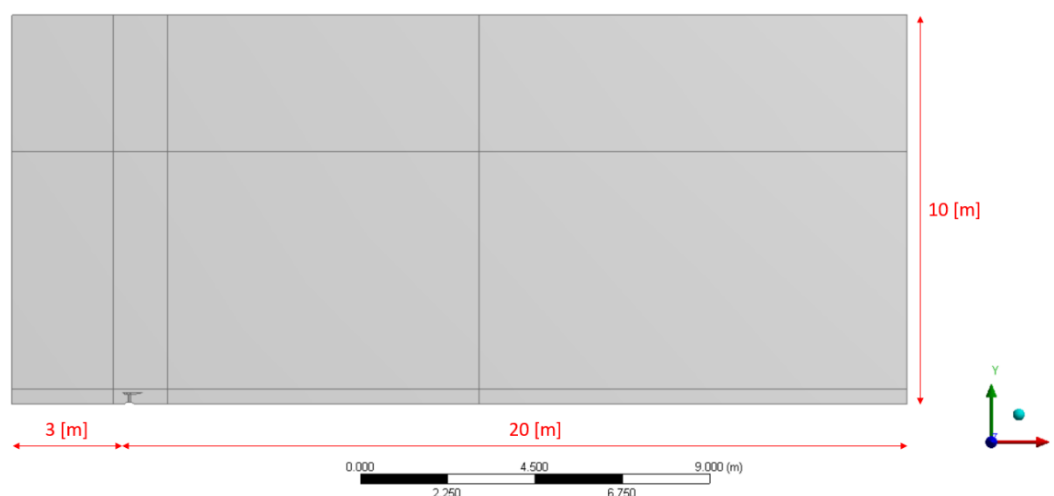
Tabela 10. Parametry modelu SST $k - \omega$ użyte w analizie

6.4. Model 2-D

Modele dwuwymiarowe użyte zostały do analizy porównawczej w której zbadano wpływ kąta natarcia otunelowania oraz wpływ położenia szczelin między wirnikiem a otunelowaniem na wartość generowanego ciągu. Dla każdego badanego przypadku kąta natarcia otunelowania zbudowano oddzielny model w programie Ansys Fluent.

6.4.1. Domena 2-D

Dwuwymiarowy model jest osiowosymetryczny, w którym odwzorowano połowę geometrii dysku roboczego wirnika. Wymiary domeny modelu 2D odpowiadają wymiarom domeny modelu 3D, Rys. 72.



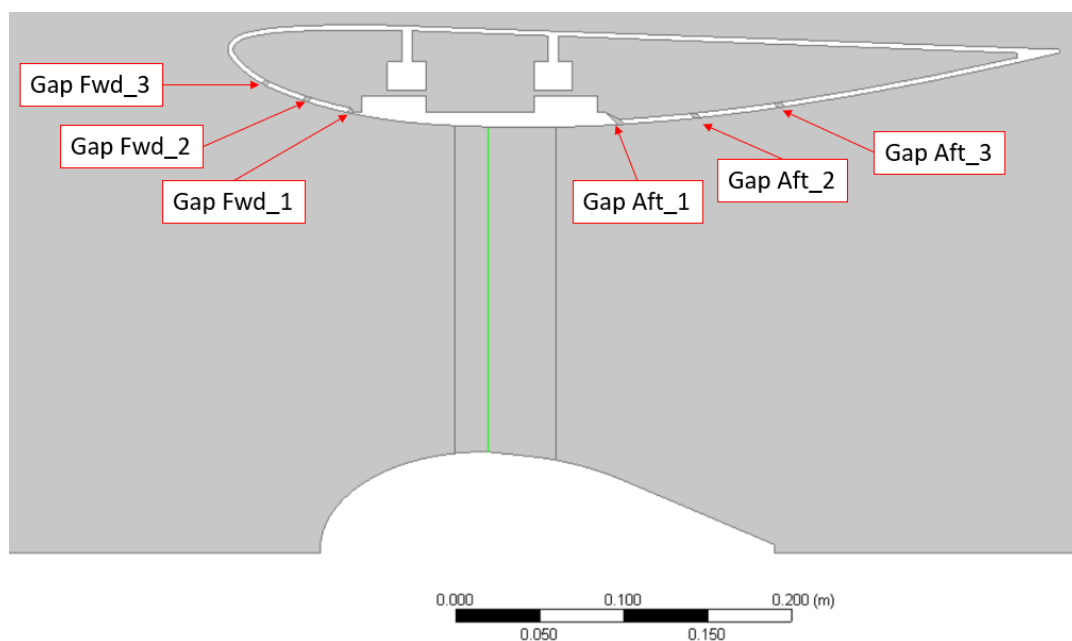
Rys. 72. Domena modelu 2-D

6.4.2. Warunki brzegowe modelu 2-D

Warunki brzegowe typu *velocity inlet* oraz *pressure outlet* nałożone zostały na odpowiednie krawędzie domeny modelu 2D w sposób analogiczny do warunków brzegowych modelu trójwymiarowego. W modelach dwuwymiarowych warunek brzegowy *velocity inlet* posiada jednak dodatkowy parametr - *swirl*, który pozwala uwzględnić ruch obwodowy powietrza indukowany przez obracające się łopaty wirnika. Wartość prędkości obwodowej wyznaczono opierając się wynikami odpowiadającego modelu trójwymiarowego.

Warunki brzegowe typu *wall* w przypadku modeli dwuwymiarowych przypisano tylko powierzchnię (krawędzią) należącym do obudowy piasty oraz otunelowania wentylatora. Przy czym w modelu 2D warunek brzegowy typu *wall* uwzględnia ruch obrotowy tych powierzchni.

Modele dwuwymiarowe posłużyły do określenia wpływu położenia szczelin przed i za dyskiem roboczym wirnika. W tym celu na powierzchniach otunelowania zamodelowano te szczeliny, zgodnie z Rys. 73.



Rys. 73. Przykładowy model 2-D

W zależności od analizowanego przypadku, odpowiednim powierzchnią przypisywano warunki brzegowe typu *wall* bądź *interior*, gdzie ten drugi warunek symuluje brak fizycznej powierzchni.

W modelu dwuwymiarowym, dysk roboczy śmigła bądź wirnika symuluje prosta linia długością odpowiadająca jego promieniowi. Program Ansys Fluent pozwala na symulację przepływu w dysku wirnika dzięki warunkowi brzegowemu typu *fan*. Warunek ten wymaga określenia różnicy ciśnień na dysku roboczym wirnika. Ponieważ rozkład ciśnienia w dysku wirnika jest różny względem

promienia, aby uwzględnić ten efekt zbudowano algorytm definiujący różnicę ciśnienia na dysku wirnika w funkcji jego promienia. Użyty algorytm przedstawiony został poniżej:

```
#include "udf.h"

DEFINE_PROFILE(delta_pressure_profile, thread, nv)
{
    float x[3]; /* Position vector*/
    face_t f;
    begin_f_loop(f, thread)
    {
        F_CENTROID(x,f,thread); /* x[0]=x, x[1]=y, x[2]=z */
        F_PROFILE(f,thread,nv)=a*x[1]*x[1]*x[1] + b*x[1]*x[1] + c*x[1] + d;
    }
    End_f_loop(f,thread)
}
```

6.4.3. Rozwiązanie równań przepływu modelu 2-D (Solver)

Analizowany problem obliczony został używając modelu SST $k - \omega$, analogicznie do modeli trójwymiarowych.

7. WYNIKI

7.1. Wyniki analizy numerycznej 3-D

7.1.1. Śmigło

Siła ciągu śmigła uzyskana za pomocą trójwymiarowego modelu CFD jest i powinna być mniejsza niż ta uzyskana za pomocą metod analitycznych. Wynika to z faktu, że posłużona metoda elementu łopaty śmigła nie uwzględnia takich zjawisk jak ruch promieniowy i ruch obwodowy płynu w śladzie za śmigłem. Tabela 11 przedstawia wyniki uzyskane za pomocą trójwymiarowego modelu CFD dla całego analizowanego zakresu prędkości napływających strug powietrza dla prędkości obrotowej śmigła równej 9600 [obr/min].

V [m/s]	Ciąg śmigła [N]	C _F	Moment obrotowy śmigła [Nm]	C _M	C _N	Moc Śmigła [kW]	Sprawność śmigła η
1	581.78	0.324	30.69	0.034	0.215	30.97	0.019
10	547.32	0.305	29.15	0.033	0.204	29.42	0.186
20	480.84	0.268	26.84	0.030	0.188	27.09	0.355
30	379.99	0.212	22.84	0.025	0.160	23.06	0.494
40	257.87	0.144	17.27	0.019	0.121	17.43	0.592
50	144.87	0.081	11.57	0.013	0.081	11.68	0.620

Tabela 11. Charakterystyka śmigła

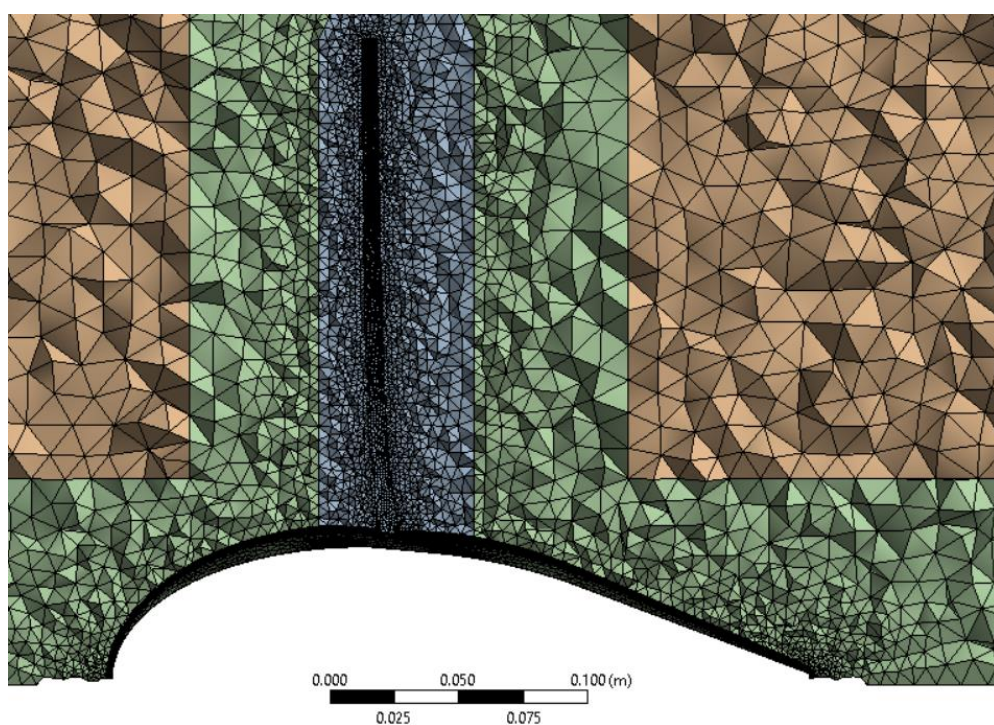
Przy prędkości lotu równej 50 [m/s] widać znaczną, bo ponad 4-krotnie mniejszą wartość siły ciągu jaką uzyskano z analizy modelu 3D w porównaniu z tą uzyskaną za pomocą teorii elementu łopaty (Tabela 8).

Różnica ta wynika nie tylko z wielu uproszczeń zastosowanych podczas analitycznego wyznaczenia siły ciągu śmigła. Geometria badanego śmigła, czyli relatywnie mały promień oraz znaczna liczba łopat, powoduje, że odchylenie strugi powietrza w śladzie za łopata śmigła jest na tyle duże, że istotnie wpływa na kąt natarcia strugi powietrza kolejnej łopaty w śmigle. Znaczna różnica w wynikach sugeruje, że zjawisko to występuje na całej, bądź prawie całej rozpiętości łopaty. W związku z powyższym klasyczna metoda elementu łopaty śmigła nie powinna być stosowana do analizy podobnych problemów.

Ponieważ weryfikacja wyników trójwymiarowych modeli CFD za pomocą testu nie jest częścią niniejszej pracy, do dalszych analiz porównawczych, zgodnie z procedurą opisaną w rozdziale 6.2, założono, że wyniki uzyskane za pomocą trójwymiarowych modeli CFD są poprawne.

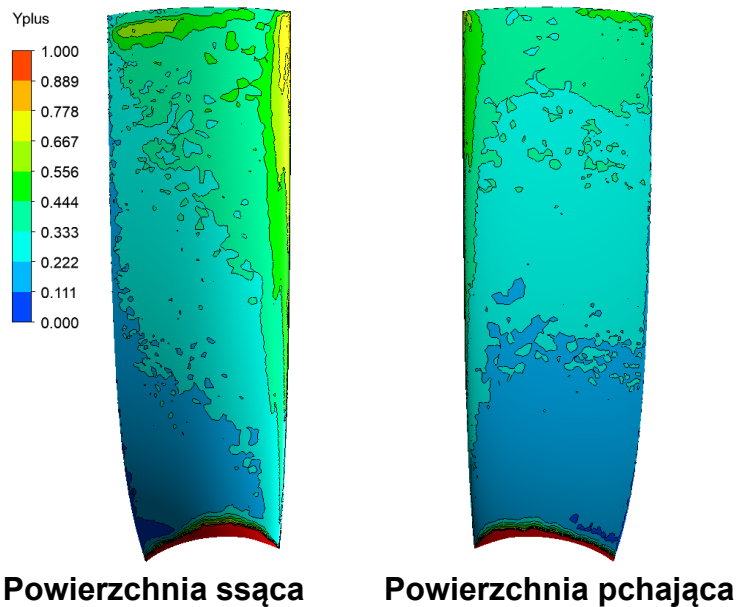
Liczba elementów trójwymiarowego modelu śmigła wynosi: 9604408. Średnia jakość elementów (*element quality*) wynosi 0.605, natomiast średnia jakość

kształtu elementów (*orthogonal quality*) wynosi 0.834. na Rys. 74 pokazano gęstość siatki na powierzchni łopaty śmigła. Siły oraz momenty sił działające na śmigło, odczytano z powierzchni typu *wall*, dlatego też istotne dla wyników jest odpowiednie gęste ułożenie elementów siatki modelu w kierunku normalnym do powierzchni. W tym celu posłużono się funkcją programu Ansys Mesher o nazwie *inflation layer*, która pozwala zamodelować warstwy sześciobocznych elementów przylegających do powierzchni modelu. Funkcja ta pozwala określić wysokość pierwszej warstwy elementów przylegających do powierzchni ograniczającej przepływ, liczbę warstw elementów oraz współczynnik przyrostu grubości elementów. Aby wyniki odczytanych sił uznać za poprawne, wartość współczynnika y^+ dla modelu SST $k - \omega$ nie powinien zawierać się w przedziale $5 < y^+ < 30$.



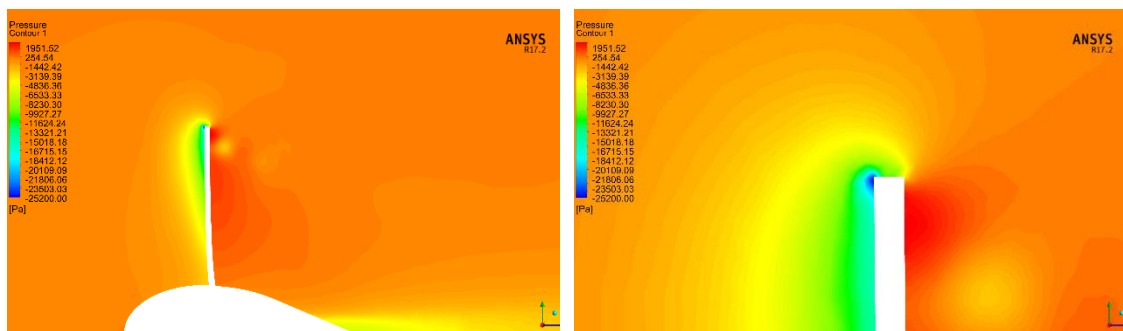
Rys. 74. Gęstość siatki modelu 3-D

Wysokość pierwszej warstwy elementów przylegających do powierzchni łopaty śmigła dobrano tak aby wartość współczynnika y^+ wynosiła mniej niż 1. Na Rys. 75 przedstawiono wartość współczynnika y^+ na powierzchni łopaty śmigła.

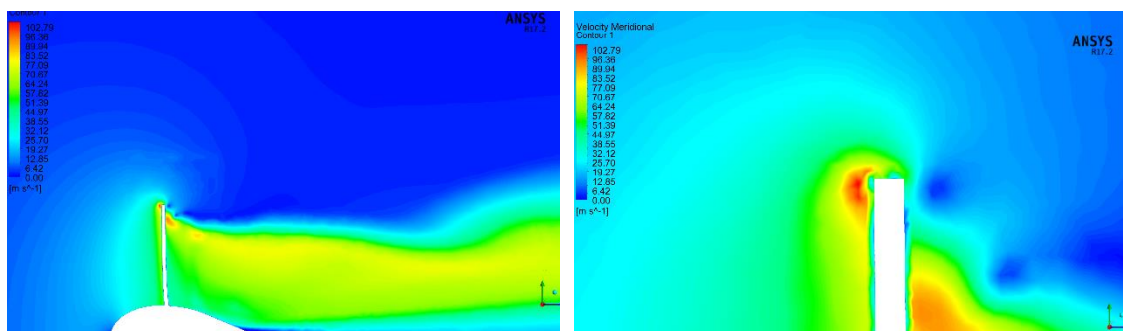


Rys. 75. Współczynnik y^+ na powierzchni łopaty śmigła

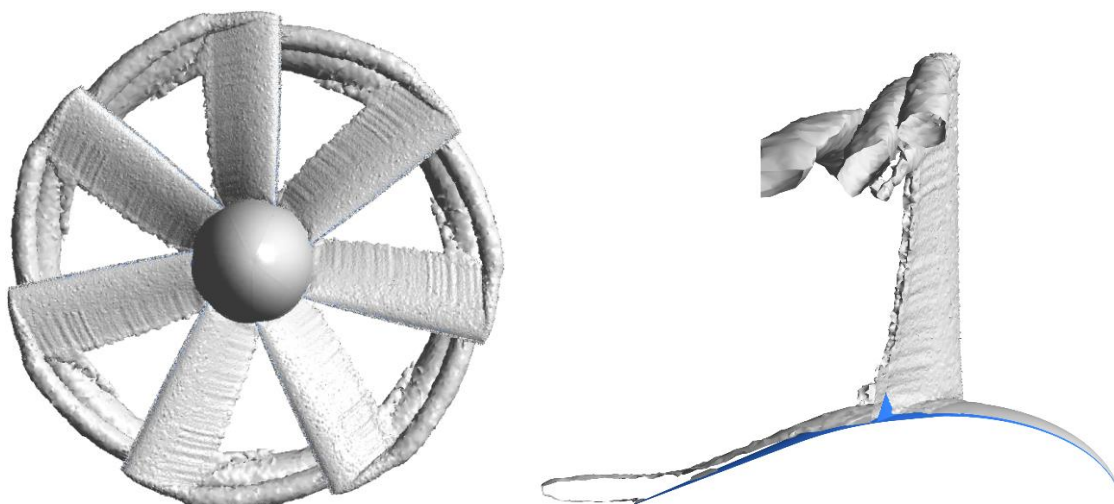
Rozkład ciśnienia oraz rozkład prędkości meridionalnej przy prędkości przelotowej równej 1 [m/s] pokazują nitkę wiru powstałego na końcówce łopaty śmigła. Wir ten przybiera postać helisy. Na poniższych rysunkach widać, że najwięcej energii niosą pierwsze dwa zwoje wiru. Wir ten przedstawiono na Rys. 78.



Rys. 76. Rozkład ciśnienia



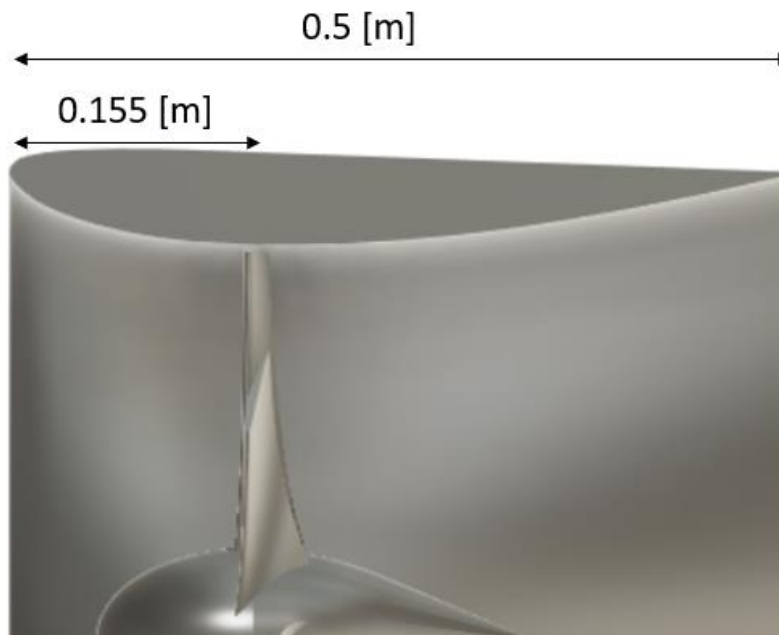
Rys. 77. Rozkład prędkości meridionalnej



Rys. 78. Kształt wiru końcówki łopaty śmigła w warunkach statycznych

7.1.2. Wentylator

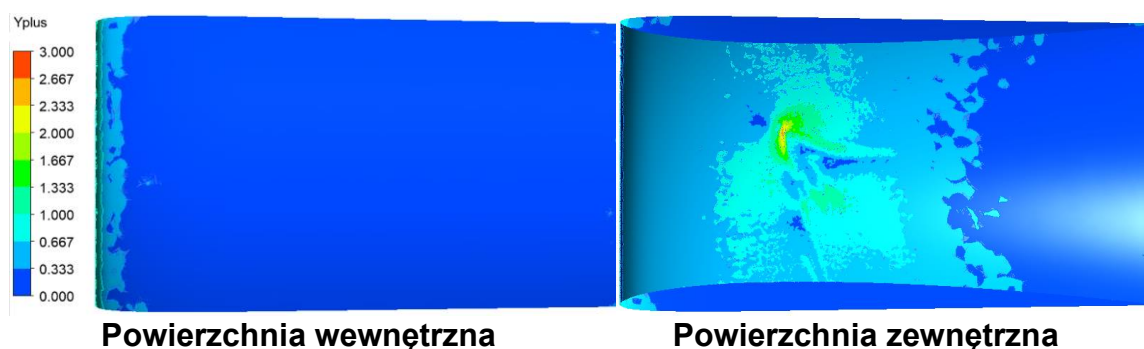
Zgodnie z opisem otunelowania przedstawionym w rozdziale 5.2 luz wierzchołkowy wentylatora wynosi 3 [mm], kąt natarcia otunelowania wynosi $\alpha = 0^\circ$, natomiast linia przechodząca przez środek aerodynamiczny łopaty wirnika znajduje się w odległości 0,155 [m] od krawędzi natarcia otunelowania, Rys. 79.



Rys. 79. Umiejscowienie śmigła w otunelowaniu

Liczba elementów trójwymiarowego modelu wentylatora wynosi: 5406965. Średnia jakość elementów (*element quality*) wynosi 0.725, natomiast średnia jakość kształtu elementów (*orthogonal quality*) wynosi 0.867.

Na Rys. 80 przedstawiono wartość współczynnika y^+ na powierzchni otunelowania.



Rys. 80. Współczynnik y^+ na powierzchni otunelowania

Profil tworzący otunelowanie wentylatora zwrócony jest stroną ssącą do wewnątrz co powoduje przesunięcie punktu spiętrzenia na zewnątrz otunelowania. Wpływa to na wzrost prędkości wewnątrz kanału a zatem na zwiększenie wydatku masowego dopływającego do wirnika. Tabela 12 przedstawia wyniki uzyskane za pomocą trójwymiarowego modelu CFD dla całego analizowanego zakresu prędkości napływających strug powietrza dla prędkości obrotowej równej 9600 [obr/min].

V [m/s]	Ciąg wirnika [N]	C_P	Moment obrotowy wirnika [Nm]	C_T	C_N	Moc wirnika [kW]	Ciąg otunelowania [N]	C_{P_O}	Całkowity ciąg wentylatora [N]	$C_{P_Całkowite}$
1	222.39	0.124	16.05	0.018	0.112	16.20	259.46	0.145	481.84	0.269
10	229.77	0.128	16.00	0.018	0.112	16.14	182.54	0.102	412.31	0.230
20	168.89	0.094	13.09	0.015	0.092	13.21	100.11	0.056	269.00	0.150
30	117.27	0.065	10.33	0.012	0.072	10.42	44.53	0.025	161.80	0.090
40	41.62	0.023	6.19	0.007	0.043	6.25	2.70	0.002	44.32	0.025
50	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-

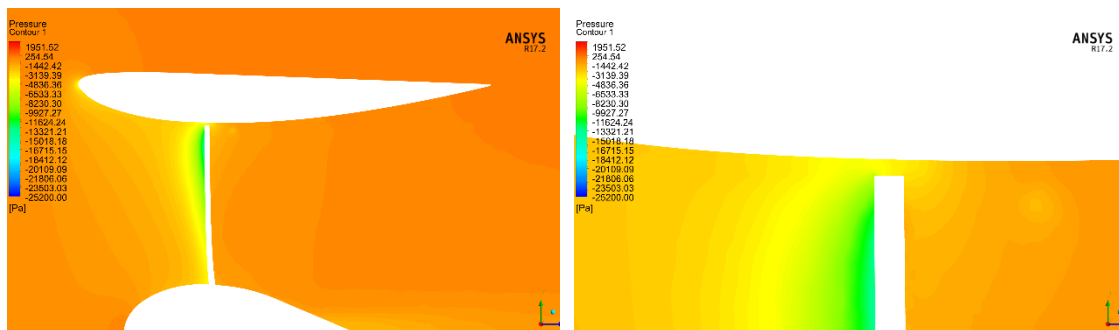
Tabela 12. Charakterystyka wentylatora

W wentylatorze ciąg generowany jest zarówno przez wirnik jak i przez otunelowanie a stosunek ich wielkości przedstawić można za pomocą współczynnika rozdziału ciągu τ . Współczynnik rozdziału ciągu oraz sprawność wentylatora przedstawia Tabela 13.

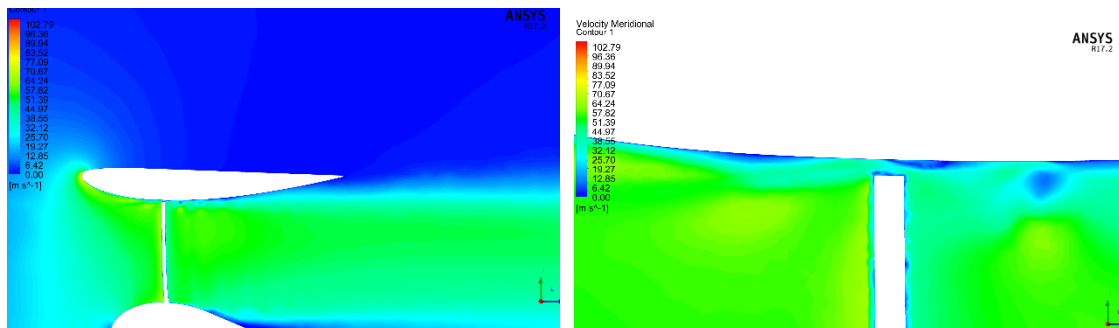
V [m/s]	Sprawność wirnika η_w	Sprawność wentylatora η_c	Współczynnik rozdziłu ciągu τ
1	0.014	0.030	1.167
10	0.142	0.255	0.794
20	0.256	0.407	0.593
30	0.337	0.466	0.380
40	0.267	0.284	0.065
50	-	-	-

Tabela 13. Sprawność wentylatora

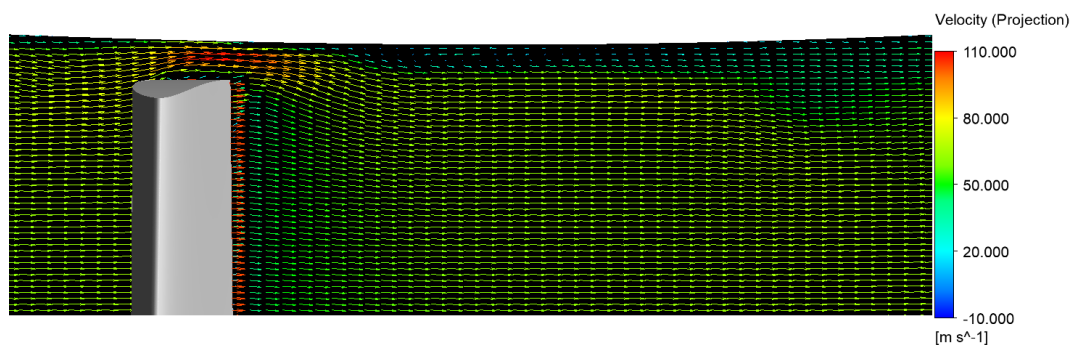
Rozkład ciśnienia oraz rozkład prędkości meridionalnej przy prędkości przelotowej równej 1 [m/s] pokazują nitkę wiru powstającego na końcówce łopaty wirnika. W odróżnieniu od śmigła, powstawanie wiru ograniczone jest powierzchnią otunelowania, widoczna jest różnica w rozmiarze wirów; w przypadku wentylatora powstały wir jest mniejszy i niesie ze sobą mniej energii. Na Rys. 81 oraz Rys. 82 widać, że najwięcej energii niesie tylko pierwszy zwój wiru.



Rys. 81. Rozkład ciśnienia

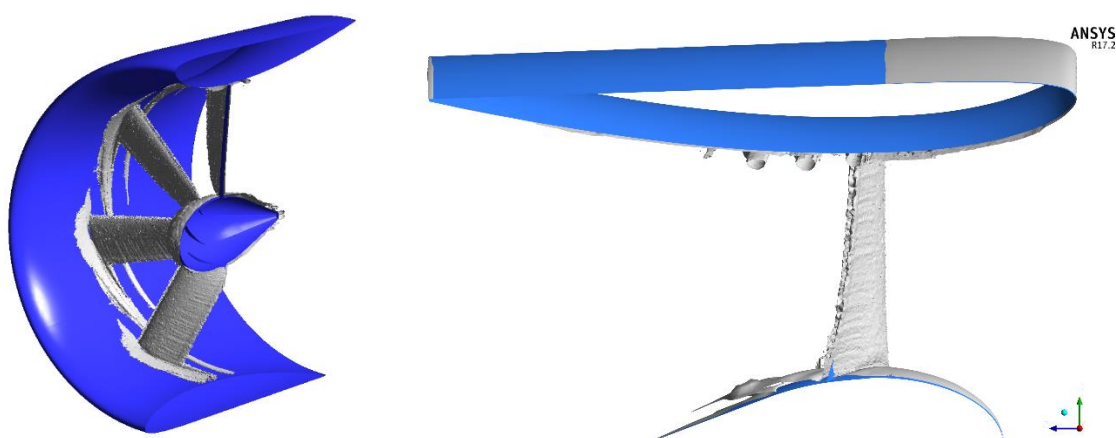


Rys. 82. Rozkład prędkości meridionalnej



Rys. 83. Pole wektora prędkości w okolicy wierzchołka łopaty wirnika

Rys. 77. Przedstawia pole wektora prędkości w okolicy wierzchołka łopaty wirnika. Widać na nim, że prędkość powietrza przyspiesza w szczeliny między wierzchołkiem łopaty wirnika a powierzchnią otunelowania. W niedalekiej odległości za krawędzią spływu łopaty wirnika powietrze re-cyrkułuje, tworząc widoczny na rysunkach 75 i 76 zwój nitki wiru wierzchołkowego. Kształt tego wiru przedstawiono na rysunku 78.

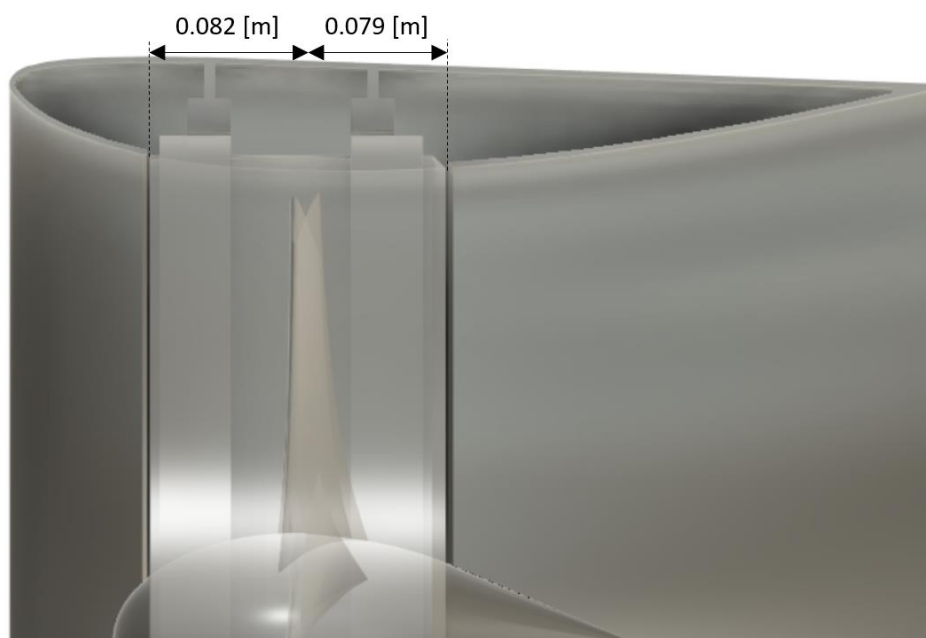


Rys. 84. Kształt wiru końcówki łopaty wentylatora w warunkach statycznych

7.1.3. Wentylator ze zmodyfikowanym kształtem luzu wierzchołkowego

Zgodnie z opisem zmodyfikowanego wentylatora przedstawionego w rozdziale 4.1, wirnik posiada zewnętrzny pierścień, za pomocą którego odsunięto luz wierzchołkowy poza obszar dysku roboczego wirnika. Szczeliny znajdują się w odległości 82 [mm] i 79 [mm] odpowiednio, przed i za linią tworzącą środek aerodynamiczny łopaty wirnika, Rys. 85.

Szerokość obu szczelin wynosi 3 [mm], tak jak luz wierzchołkowy wcześniej analizowanego wentylatora. Obie szczeliny nachylone są pod kątem 45 stopni do dysku roboczego wirnika.



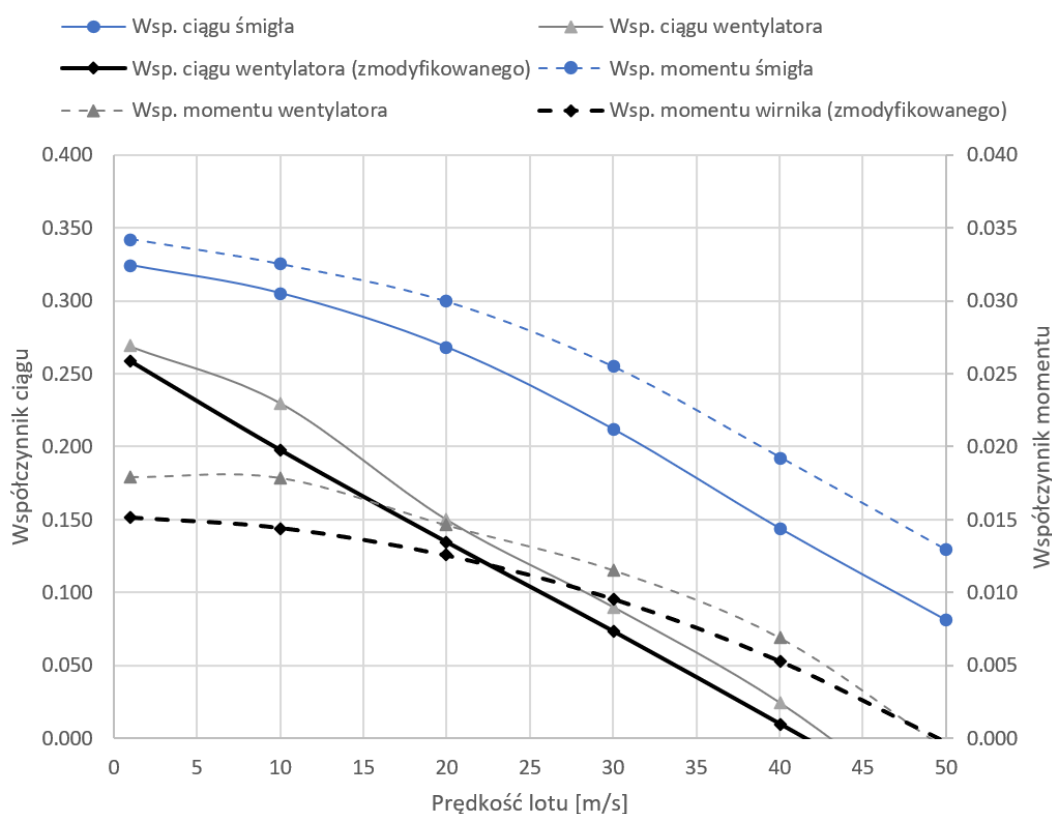
Rys. 85. Umiejscowienie szczelin w otunelowaniu

Liczba elementów trójwymiarowego modelu wentylatora wynosi: 9604408. Średnia jakość elementów (*element quality*) wynosi 0.605, natomiast średnia jakość kształtu elementów (*othogonal quality*) wynosi 0.834.

Tabela 14 przedstawia wyniki uzyskane za pomocą trójwymiarowego modelu CFD dla całego analizowanego zakresu prędkości napływających strug powietrza dla prędkości obrotowej równej 9600 [obr/min].

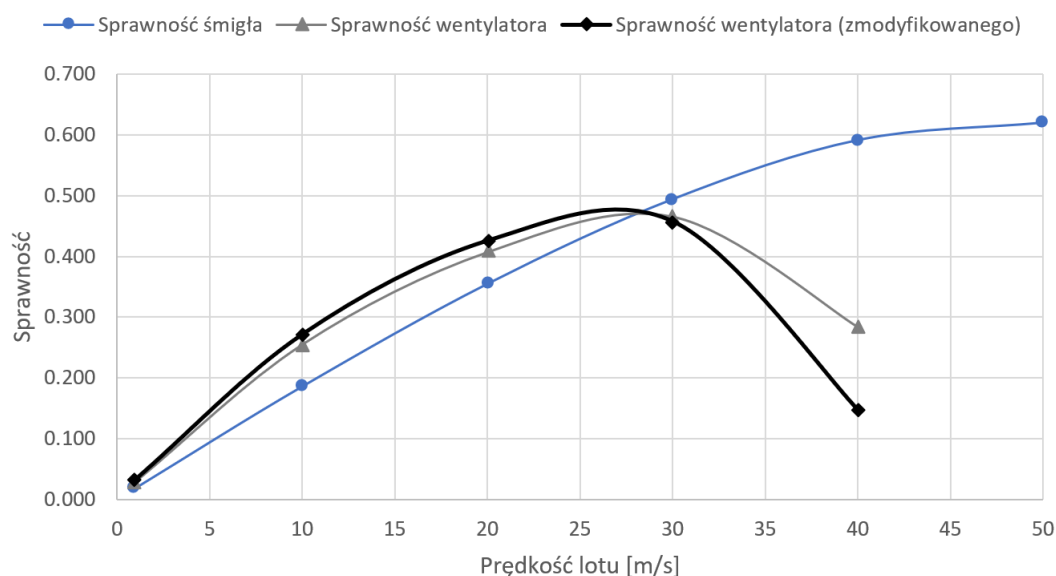
V [m/s]	Ciąg wirnika [N]	C _P	Moment obrotowy wirnika [Nm]	C _T	C _N	Moc wirnika [kW]	Ciąg otunelowania [N]	C _{P_O}	Całkowity ciąg wentylatora [N]	C _{P_Całkowite}
1	183.34	0.102	13.55	0.015	0.095	13.68	280.28	0.156	463.63	0.259
10	169.82	0.095	12.91	0.014	0.090	13.03	184.56	0.103	354.38	0.198
20	136.80	0.076	11.22	0.013	0.079	11.33	104.22	0.058	241.02	0.134
30	88.15	0.049	8.54	0.010	0.060	8.62	43.28	0.024	131.44	0.073
40	19.42	0.011	4.73	0.005	0.033	4.77	-1.80	-0.001	17.61	0.010
50	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-

Tabela 14. Charakterystyka wentylatora z odsuniętymi szczelinami



Rys. 86. Współczynnik ciągu oraz momentu w funkcji prędkości lotu

Na Rys. 86 widać, że śmigło generuje znacznie większe wartości ciągu w całym zakresie analizowanych prędkości przelotowych. Wentylator z identyczną do śmigła geometrią i liczbą łopat wirnika tworzy jednak znacznie mniejszy moment obrotowy co z kolei powoduje znacznie mniejsze zapotrzebowanie na moc. Na Rys. 87 przedstawiono jak prędkość lotu wpływa na sprawność poszczególnych zespołów napędowych. Widać, że zaproponowana modyfikacja wentylatora tylko nieznacznie poprawia sprawność układu napędowego w stosunku do klasycznego wentylatora. Sprawność obu wentylatorów wzrasta do swojej maksymalnej wartości przy prędkości około 30 [m/s], po czym zaczyna maleć. Tak więc optymalna sprawność obu wentylatorów występuje przy podobnej prędkości lotu, jednak jest znacznie mniejsza od optymalnej sprawności śmigła. W zakresie prędkości lotu do 30 [m/s] sprawność zaproponowanego wentylatora jest nieznacznie większa od sprawności wentylatora z klasyczną szczeliną nad końcówką łopaty wirnika, jednak po przekroczeniu tej prędkości modyfikacja szczeliny powoduje większy spadek sprawności wraz ze wzrostem prędkości lotu.



Rys. 87. Sprawność układu napędowego w funkcji prędkości lotu

Tabela 15 przedstawia sprawność i współczynnik rozdziału ciągu zmodyfikowanego wentylatora dla analizowanego zakresu prędkości lotu.

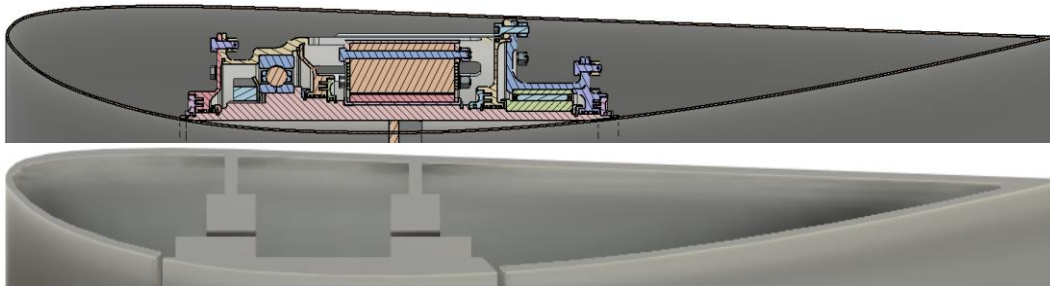
V [m/s]	Sprawność wirnika η_s	Sprawność wentylatora η_c	Współczynnik rozdziału ciągu τ	Różnica w sprawności między wentylatorami $\Delta\eta$ [%]
1	0.013	0.034	1.529	114
10	0.130	0.272	1.087	106
20	0.242	0.426	0.762	104
30	0.307	0.457	0.491	98
40	0.163	0.148	-	52
50	-	-	-	-

Tabela 15. Sprawność wentylatora z odsuniętymi szczelinami

Sprawność zaproponowanego wentylatora jest o prawie 15% większa przy prędkości 1 [m/s], jednak już przy prędkości około 30 [m/s] sprawności obu wentylatorów są jednakowe. Ponieważ pozytywny wpływ modyfikacji kształtu szczeliny jest widoczny przy tak niskich prędkościach napływających strug powietrza, jego zastosowanie może być uzasadnione tylko w przypadku statków powietrznych typu VTOL lub w dronach, gdzie zawis i wznoszenie/opadanie przy niskich prędkościach są istotnymi parametrami lotu dla użytkownika.

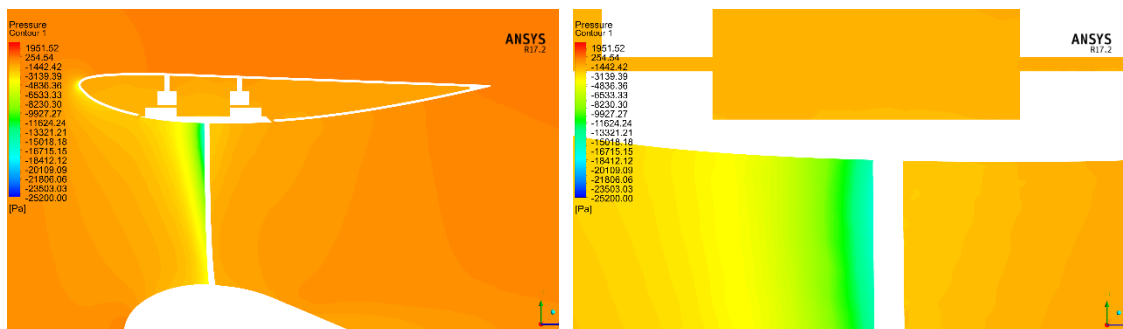
Mimo, iż charakter przepływu wewnątrz otunelowania wentylatora nie jest przedmiotem analizy, w celu dokładniejszego odwzorowania warunków przepływu w szczelinach konieczne jest uwzględnienie tego przepływu. W tym celu ułożyskowanie wirnika znajduje się wewnątrz otunelowania na potrzeby

przedstawiono za pomocą uproszczonej geometrii. Na Rys. 88 przedstawiono przykładowe ułożyskowanie oraz uproszczony model użyty na potrzeby analizy.

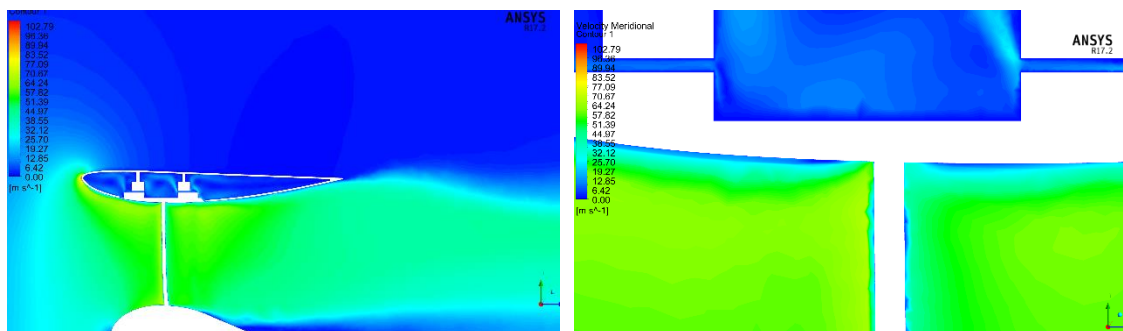


Rys. 88. Uproszczony model wewnętrznego łożyskowania wirnika

Rozkład ciśnienia oraz prędkości meridionalnej przy prędkości napływających strug powietrza równych 1 [m/s] przedstawione na Rys. 89 i Rys. 90 pokazują brak nitki wirowej powstającej na końcówce łopaty wirnika. Wyeliminowanie szczeliny nad końcówką łopaty wirnika fizycznie ogranicza przepływ powietrza z obszaru o wyższym ciśnieniu do obszaru o ciśnieniu niższym.



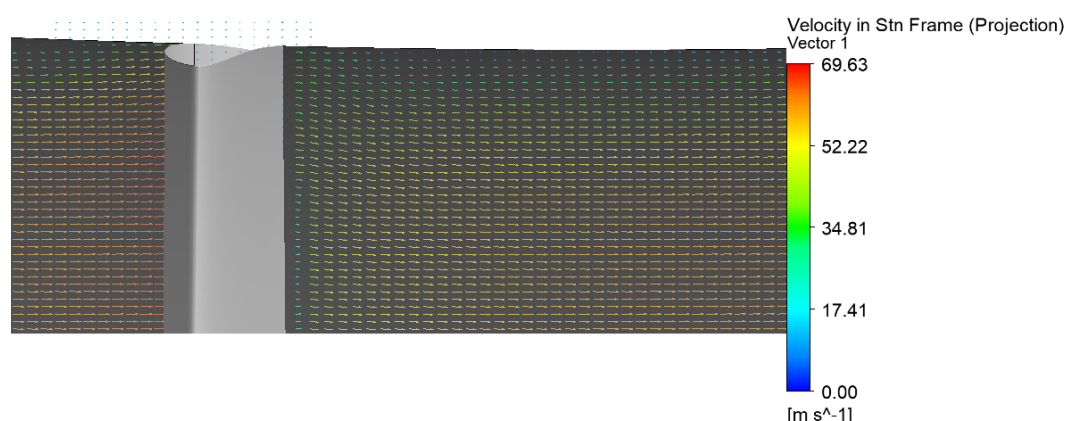
Rys. 89. Rozkład ciśnienia



Rys. 90. Rozkład prędkości meridionalnej

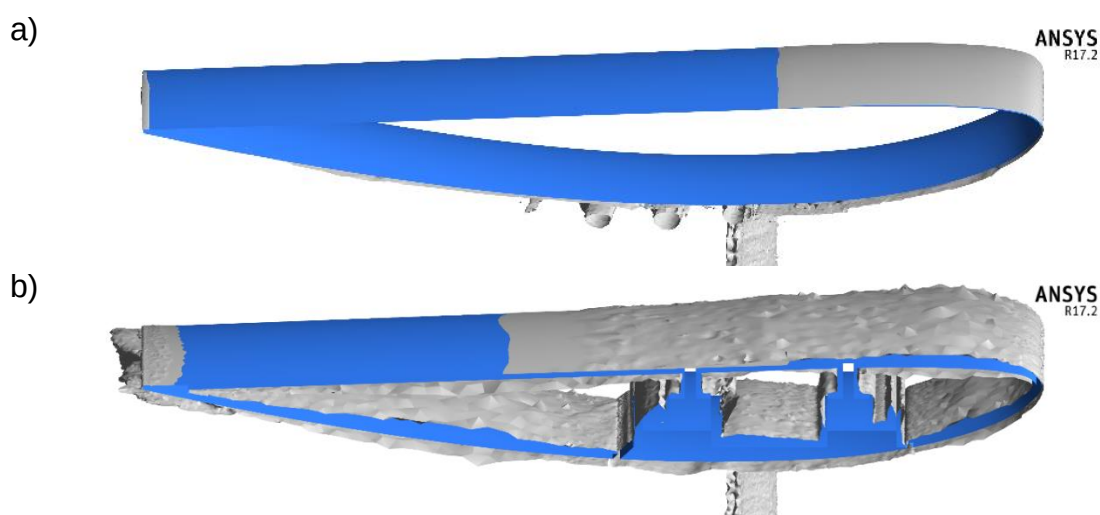
Z przedstawionego na Rys. 91 pola wektora prędkości w okolicy wierzchołka łopaty wirnika widać, że na powierzchni otunelowania w niedalekiej odległości za krawędzią spływu łopaty występuje spowolnienie prędkości, jednak nie zaobserwowano oderwania się strugi powietrza.

Zaproponowana modyfikacja wentylatora powoduje także, że oderwanie się warstwy przyściennej od wewnętrznej powierzchni otunelowania występuje bliżej krawędzi spływu w porównaniu z klasycznym rozwiązaniem. W klasycznym wentylatorze oderwanie to następuje bliżej wirnika, ponieważ indukowane jest przez wir wierzchołkowy.



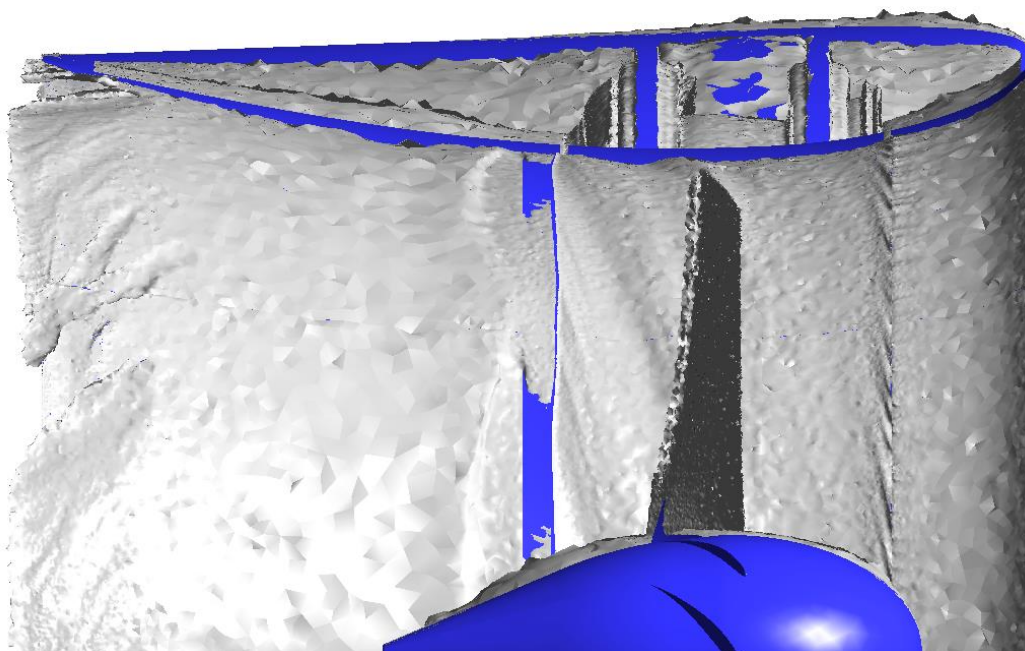
Rys. 91. Pole wektora prędkości w okolicy wierzchołka łopaty wirnika

Na Rys. 92 porównano kształt wiru wierzchołkowego wentylatora ze szczeliną nad końcówką łopaty wirnika oraz wentylatora z zaproponowaną modyfikacją.



Rys. 92. Porównanie kształtu wiru końcówki łopaty wentylatora w warunkach statycznych

Wyraźnie widać brak nitek wirowych za krawędzią spływu zmodyfikowanego wirnika. Na Rys. 93 pokazano intensywność wirów w przepływie przy powierzchni wewnętrznej zmodyfikowanego wentylatora. Widać na min. dokładniej, że krawędź spływu łopaty wirnika w miejscu styku z powierzchnią otunelowania tworzy zawirowanie, jednak znacznie mniejsze niż wir powstały w klasycznym wentylatorze. Wir ten jest zasysany do wewnątrz otunelowania przez szczelinę za wirnikiem. Widoczne jest także tworzenie się zawirowań na krawędzi szczeliny przed wirnikiem. Nitki wirowe powstają na całym obwodzie szczeliny jednak są na tyle małe, że utrzymują się w obszarze blisko powierzchni otunelowania, po czym są zasysane przez wirnik.



Rys. 93. Kształt wiru wierzchołkowego zmodyfikowanego wentylatora

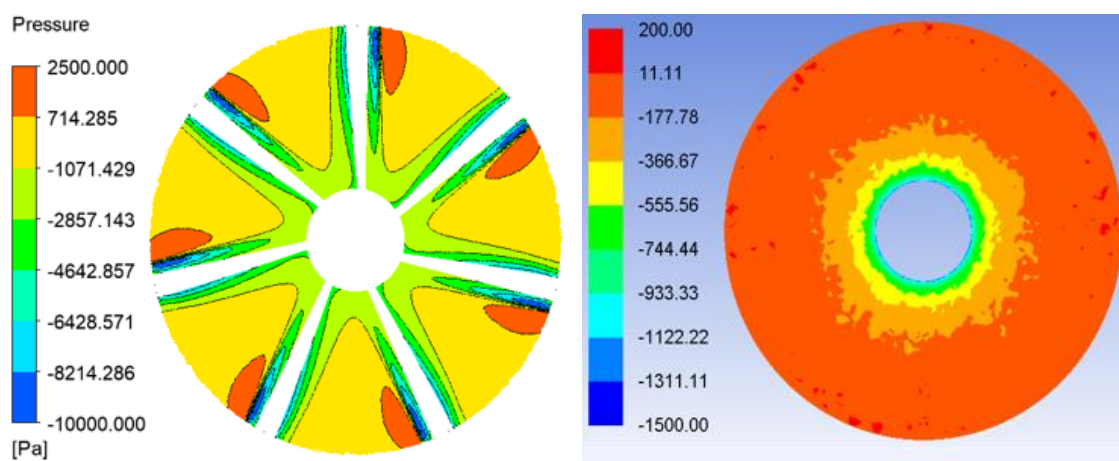
7.2. Wpływ położenia szczelin oraz kąta natarcia otunelowania na wartość generowanego ciągu

W pracy zbadano wpływ umiejscowienia szczelin przed i za wirnikiem oraz wpływ zmiany kąta natarcia otunelowania na generowany ciąg wentylatora. Duża liczba analizowanych przypadków wymusza użycie dwuwymiarowych modeli wentylatora.

7.2.1. Korelacja modeli numerycznych 3D do 2D

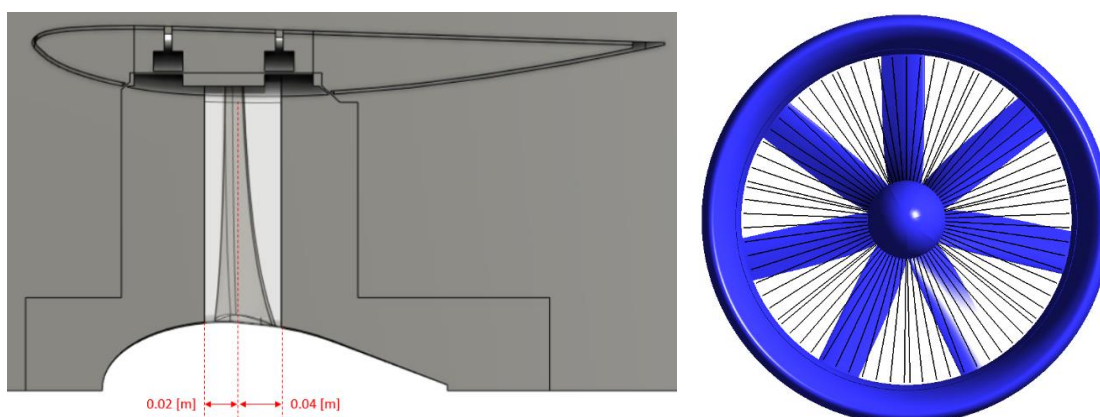
Program Ansys Fluent umożliwia użycie dwuwymiarowego, osiowosymetrycznego modelu CFD do zbadania warunków przepływu w wentylatorze. W modelu tym warunki przepływu w wirniku traktowane są jako parametr wejściowy. Ansys Fluent umożliwia wprowadzenie tego warunku jako różnicy ciśnień na syku roboczym wirnika w funkcji jego promienia. Ograniczenie

to nie pozwala uwzględnić dokładnego charakteru przepływu w wirniku jak przedstawiono na Rys. 94 uśrednienie przepływu w funkcji promienia wirnika pozwala jednak wciąż uwzględnić ilościowy wpływ badanych parametrów na zachowanie się generowanego przez wentylator ciągu.



Rys. 94. Rozkład ciśnienia w dysku roboczym wirnika (z prawej – uśredniony model 2D, z lewej – model 3D)

W celu wyznaczenia funkcji średniej różnicy ciśnień na dysku roboczym wirnika, w bliskiej okolicy przed i za łopata wirnika modelu 3D stworzono powierzchnie z których odczytano parametry przepływu takie jak ciśnienie i prędkość obwodowa (*swirl*). Na powierzchniach tych stworzono równo rozmieszczone odcinki, z których odczytywano powyższe parametry przepływu. Na Rys. 95 pokazano położenie powierzchni kontrolnych oraz sposób rozmieszczenia tych linii.



Rys. 95. Umieszczenie powierzchni oraz linii kontrolnych na modelu 3D

Rozkład różnicy ciśnienia w funkcji promienia wirnika dla prędkości napływających strug powietrza równych 1 [m/s] opisano równaniem (7.1):

$$\Delta p = 1598562.61r^4 - 1036569.53r^3 + 253868.85r^2 - 25229.34r + 1524.55 \quad (7.1)$$

Tabela 16 przedstawia wartości użyte do wyznaczenia funkcji rozkładu ciśnienia. Współczynnik determinacji R^2 wynosi 0.999, co świadczy o bardzo dobrej jakości dopasowania równania funkcji (7.1) do wartości odczytanych z trójwymiarowego modelu wentylatora.

Promień r [m]	Ciśnienie na powierzchni „przed” [Pa]	Ciśnienie na powierzchni „za” [Pa]	Δp [Pa]
0.06	-1848.27	-1124.70	723.57
0.07	-1712.43	-1031.72	680.71
0.08	-1646.17	-979.93	666.24
0.09	-1611.73	-950.70	661.03
0.10	-1597.18	-932.27	664.92
0.11	-1597.22	-919.37	677.84
0.12	-1603.21	-912.90	690.31
0.13	-1624.40	-909.09	715.31
0.14	-1652.29	-911.63	740.66
0.15	-1670.23	-916.98	753.26
0.16	-1719.54	-926.53	793.01
0.17	-1752.98	-940.68	812.30
0.18	-1807.56	-958.92	848.63
0.19	-1844.83	-979.97	864.86
0.20	-1906.71	-1007.48	899.23
0.21	-1966.21	-1037.78	928.43
0.22	-2054.45	-1076.28	978.18
0.23	-2129.54	-1118.11	1011.43
0.24	-2221.82	-1165.83	1055.98
0.25	-2318.06	-1180.36	1137.70

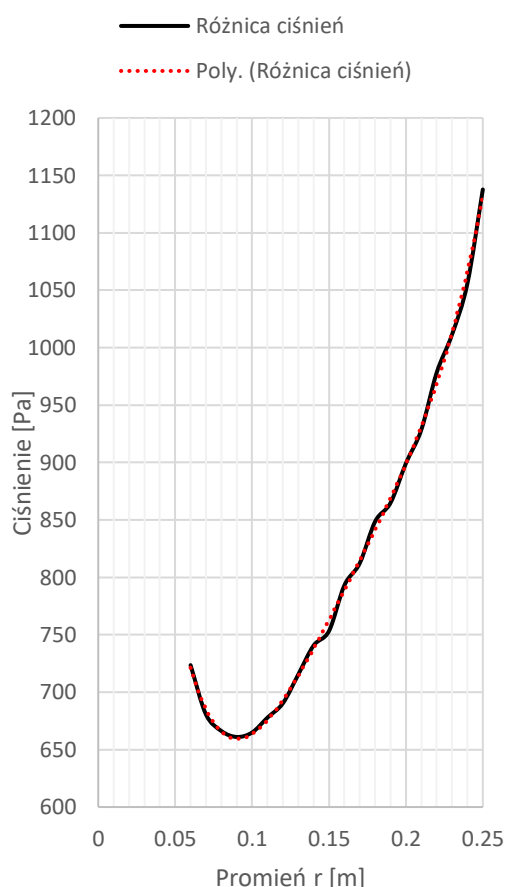


Tabela 16. Różnica ciśnień na powierzchniach kontrolnych modelu 3D dla prędkości napływających strug równej 1 [m/s]

W analizie dwuwymiarowej możliwe jest uwzględnienie prędkości obwodowej jaką generuje obracający się wirnik, jednak prędkość ta podobnie jak różnica ciśnień jest parametrem wejściowym analizy. Wartość wektora prędkości obwodowej wyznaczono podobnie jak różnicę ciśnień generowaną przez wirnik. Prędkość obwodowa nie jest jednak funkcją promienia łopaty wirnika, jest uśrednioną wartością ze wszystkich odczytanych na liniach kontrolnych. Wartość

średniej prędkości obwodowej dla prędkości napływających strug powietrza równych 1 [m/s] przedstawia Tabela 17.

Promień r [m]	Prędkość na powierzchni „przed” [Pa]	Prędkość na powierzchni „za” [Pa]	ΔV_o [m/s]
0.06	-5.01	-12.58	-7.57
0.07	-0.66	-9.75	-9.09
0.08	-0.40	-8.65	-8.25
0.09	-0.44	-7.86	-7.42
0.10	-0.46	-7.47	-7.01
0.11	-0.40	-6.92	-6.52
0.12	-0.39	-6.71	-6.32
0.13	-0.52	-6.65	-6.14
0.14	-0.41	-6.38	-5.97
0.15	-0.45	-6.09	-5.64
0.16	-0.42	-6.06	-5.64
0.17	-0.51	-5.79	-5.27
0.18	-0.43	-5.60	-5.16
0.19	-0.47	-5.37	-4.89
0.20	-0.47	-5.28	-4.81
0.21	-0.58	-5.20	-4.62
0.22	-0.58	-5.25	-4.66
0.23	-0.65	-5.19	-4.55
0.24	-0.62	-6.51	-5.89
0.25	-20.96	-45.06	-24.10
Średnia prędkość obwodowa [m/s]			-6.976

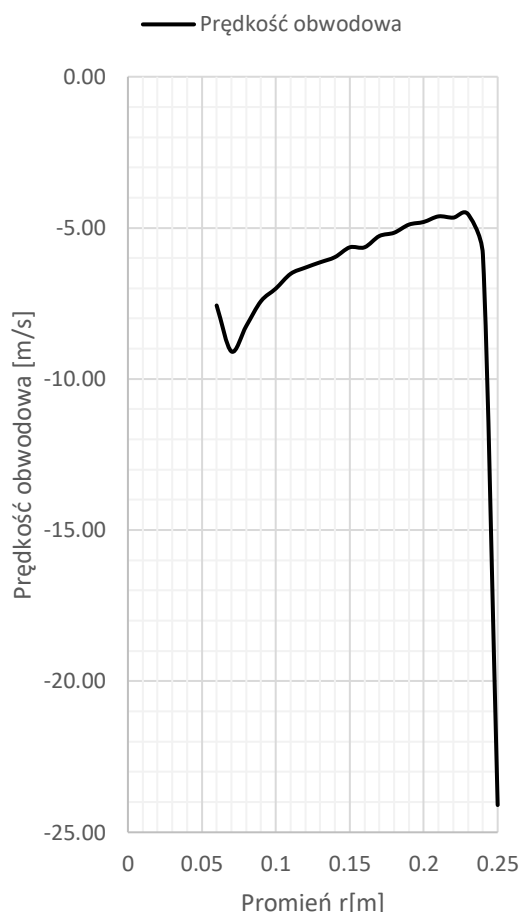
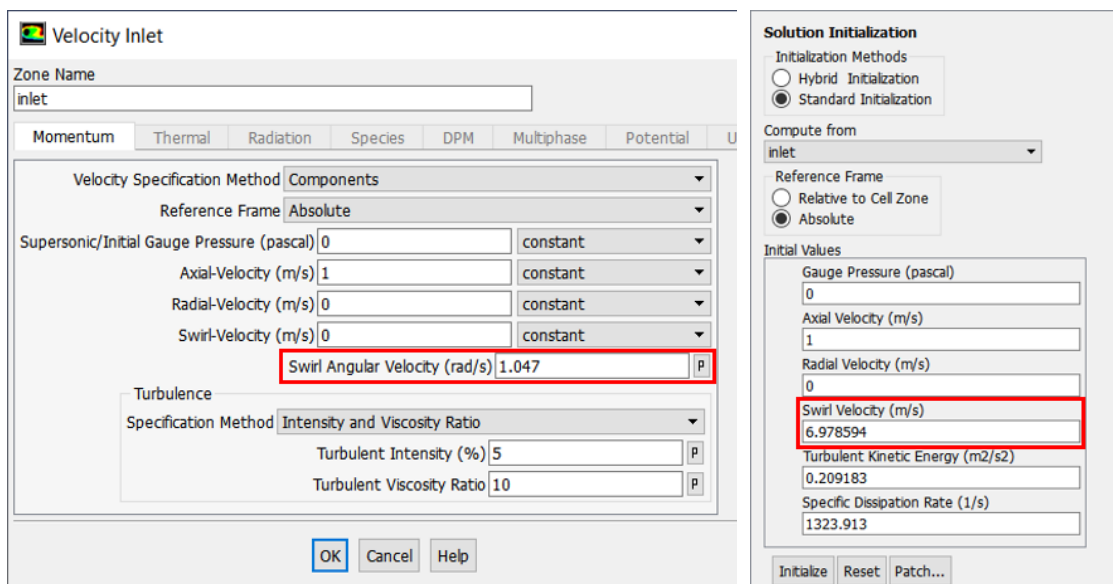


Tabela 17. Średnia prędkość obwodowa modelu 3D dla prędkości napływających strug równej 1 [m/s]

W dwuwymiarowym, osiowosymetrycznym modelu analiz wentylatora wektor prędkości obwodowej wprowadza się jako jeden z parametrów warunku brzegowego typu *velocity inlet*. Średnią prędkość obwodową wprowadzono jako parametr *Swirl Angular Velocity* w środowisku Fluent mierzony w [rad/s]. Wartość dobrano tak aby po zainicjowaniu wszystkich parametrów niezbędnych do rozwiązania równań przepływu, wartość prędkości obwodowej na powierzchni warunku brzegowego *velocity inlet* odpowiadała tej wyznaczonej za pomocą modelu 3D, jak przedstawiono na Rys. 96.



Rys. 96. Okno edytowalne warunku brzegowego typu *velocity inlet*

Wyżej opisaną procedurę wykonano dla całego badanego zakresu prędkości napływających strug powietrza. Tabela 18 przedstawia warunki brzegowe potrzebne do przeprowadzenia analizy za pomocą modeli 2D.

Prędkość V [m/s]	Funkcja różnicy ciśnień $\Delta p(r)$	Wsp. Determinacji R^2	Średnia prędkość obwodowa [m/s]	Swirl Angular Velocity [rad/s]
1	$\Delta p = 1598562.61r^4 - 1036569.53r^3 + 253868.85r^2 - 25229.34r + 1524.55$	0.999	6.976	1.0470
10	$\Delta p = 1642748.11r^4 - 1115611.65r^3 + 283986.24r^2 - 29970.02r + 1779.12$	0.998	6.909	1.0364
20	$\Delta p = 1050970.29r^4 - 744361.99r^3 + 198216.39r^2 - 21451.15r + 1328.19$	0.996	5.892	0.8839
30	$\Delta p = 1435543r^4 - 995196.31r^3 + 256790.02r^2 - 27643.83r + 1375.18$	0.996	4.022	0.6033
40	$\Delta p = 1290506.77r^4 - 909376.23r^3 + 243136.83r^2 - 27741.28r + 1151.63$	0.993	1.852	0.2778
50	$\Delta p = 1489537.08r^4 - 1038232.73r^3 + 274037.63r^2 - 31300.28r + 920.85$	0.987	0.468	0.0702

Tabela 18. Parametry wejściowe analiz 2D

W programie Ansys Fluent wartości sił jakie generuje wentylator w przypadku modelu trójwymiarowego odczytać można bezpośrednio z powierzchni ograniczających przepływ, czyli z powierzchni łopat wirnika, otunelowania oraz obudowy piasty.

W modelu 2D siły odczytać można jedynie z powierzchni otunelowania oraz obudowy piasty. Jednak siłę ciągu jaką wytwarza wentylator należy obliczyć. Model 2D posiada powierzchnie kontrolne umiejscowione położone identycznie jak w modelu 3D. Z powierzchni tych odczytano średnie wartości ciśnienia, prędkości w kierunku osiowym oraz wydatku masowego. Wartość siły ciągu jaką generuje wirnik w modelu dwuwymiarowym wyznaczono za pomocą równania ciągu (7.2):

$$P = (p_e - p_0)A_e + \dot{m}_e V_e - \dot{m}_0 V_0 \quad (7.2)$$

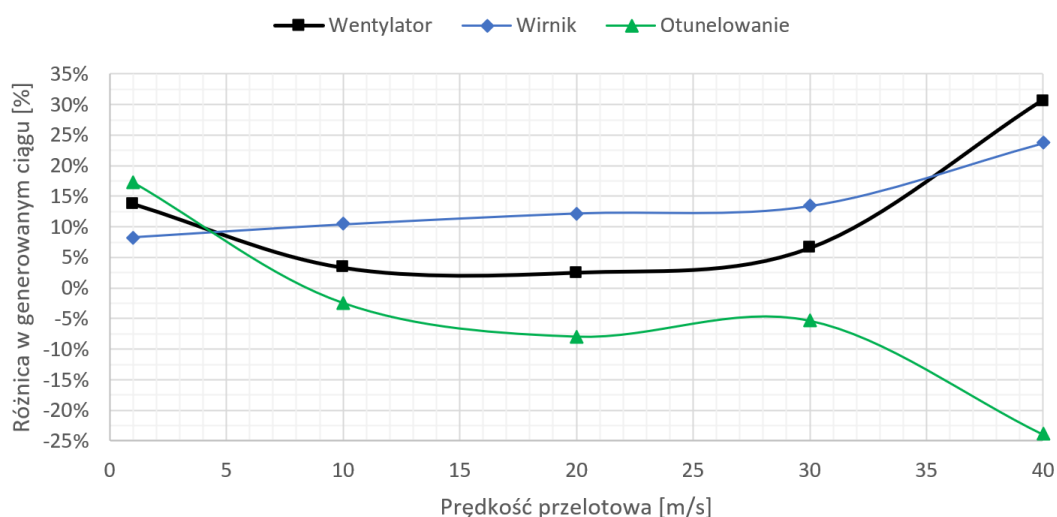
Gdzie indeks 0 oznacza wielkość na powierzchni kontrolnej przed wirnikiem, natomiast indeks e oznacza wielkości na powierzchni kontrolnej za wirnikiem.

Tabela 19 przedstawia wartości sił ciągu uzyskane za pomocą modeli dwu oraz trójwymiarowego.

Prędkość V [m/s]	Siła ciągu wirnika 3D [N]	Siła ciągu wirnika 2D [N]	Różnica w generowanym ciągu wirnika	Siła ciągu otunelowania 3D [N]	Siła ciągu otunelowania 2D [N]	Różnica w generowanym ciągu otunelowania	Całkowita siła ciągu 3D [N]	Całkowita siła ciągu 2D [N]	Różnica w generowanym ciągu całkowitym
1	173.82	160.42	8.3%	277.66	236.60	17.3%	451.47	397.03	13.7%
10	167.35	151.65	10.4%	184.56	189.07	-2.4%	351.91	340.72	3.3%
20	136.37	121.54	12.2%	104.22	113.13	-7.9%	240.59	234.66	2.5%
30	89.26	78.69	13.4%	43.28	45.70	-5.3%	132.54	124.40	6.5%
40	23.10	18.67	23.7%	-1.80	-2.37	-23.9%	21.29	16.29	30.7%
50	-	-	-	-	-	-	-	-	-

Tabela 19. Różnica w uzyskanej sile ciągu między modelami 2D oraz 3D

Różnica w wynikach utrzymuje się na poziomie około 3% w zakresie prędkości przelotowej od około 10 do prawie 30 [m/s]. W warunkach ciągu statycznego różnica ta wzrasta i wynosi prawie 15% natomiast przy prędkościach rzędu 40 [m/s] różnica ta wynosi aż 30%. Zwrócić należy jednak uwagę, że różnice w wartościach siły ciągu są niewielkie, np. dla modelu 3D siła oporu powstała na otunelowaniu wynosi 1.8 [N], a dla modelu 2D 2.4 [N]. Dane te przedstawiono także w sposób graficzny na Rys. 97.



Rys. 97. Różnica w uzyskanej sile ciągu między modelami 2D oraz 3D

Ponieważ uproszczone dwuwymiarowe modele użyte zostaną do analizy porównawczej, wyżej przedstawione rozbieżności między modelami uznano za zadowalające do dalszych prac.

7.2.2. Wpływ rozmieszczenia szczelin na wartość generowanego ciągu

Zbadano 9 różnych przypadków rozmieszczenia szczelin między pierścieniem wirnika a otunelowaniem wentylatora. Tabela 20 przedstawia analizowane model oraz odległość szczelin od dysku wirnika.

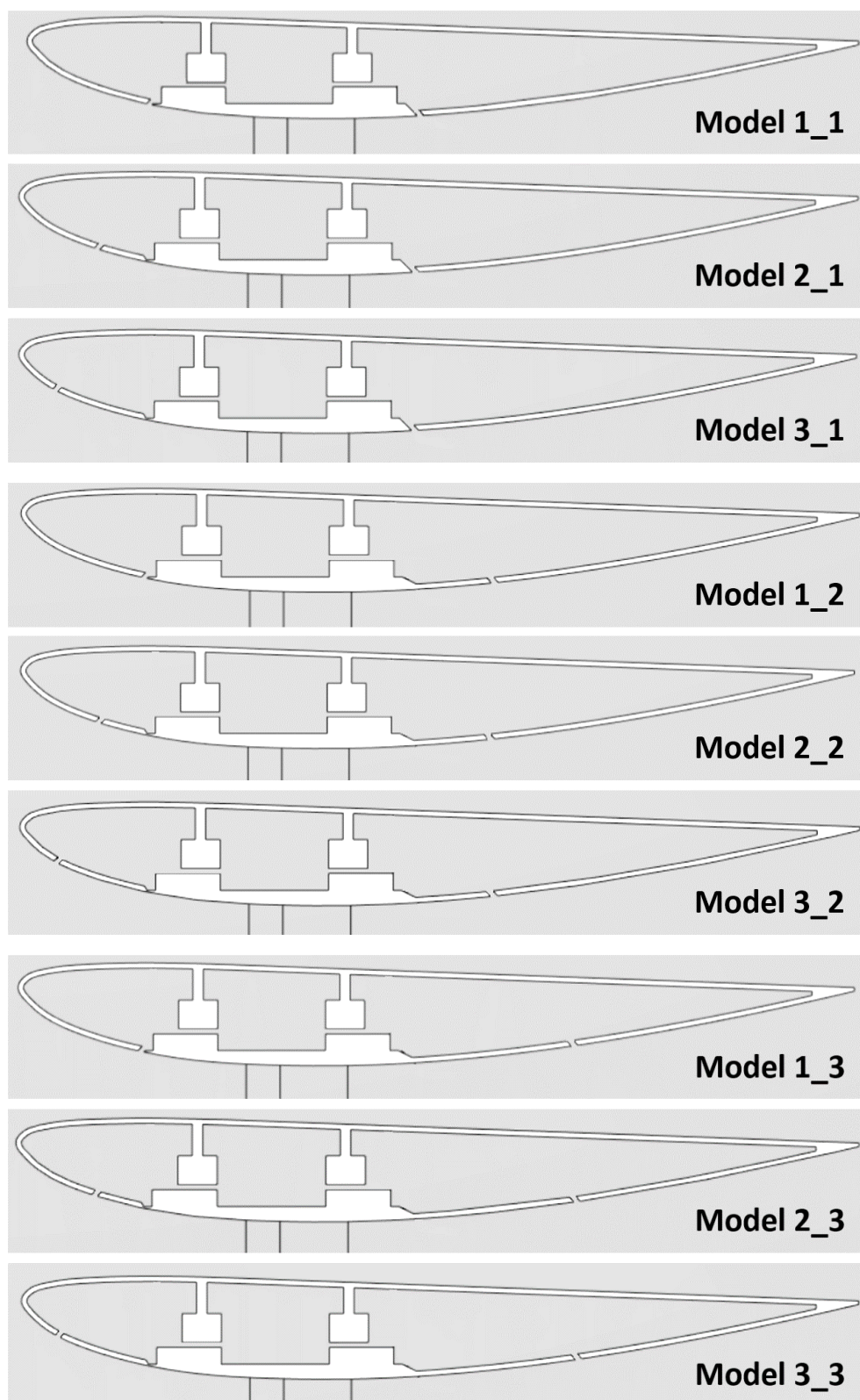
Nazwa modelu	1_1	1_2	1_3	2_1	2_2	2_3	3_1	3_2	3_3
Położenie szczeliny „przed” [mm]	82	82	82	109	109	109	134	134	134
Położenie szczeliny „za” [mm]	79	125	174	79	125	174	79	125	174

Tabela 20. Opis położenia szczelin modeli 2D

Model 1_1, wyróżniony w tabeli 22 posiada szczeliny przed i za dyskiem wirnika w takiej samej odległości od wirnika jak model 3D. Model ten posiada szczeliny umiejscowione najbliżej wirnika.

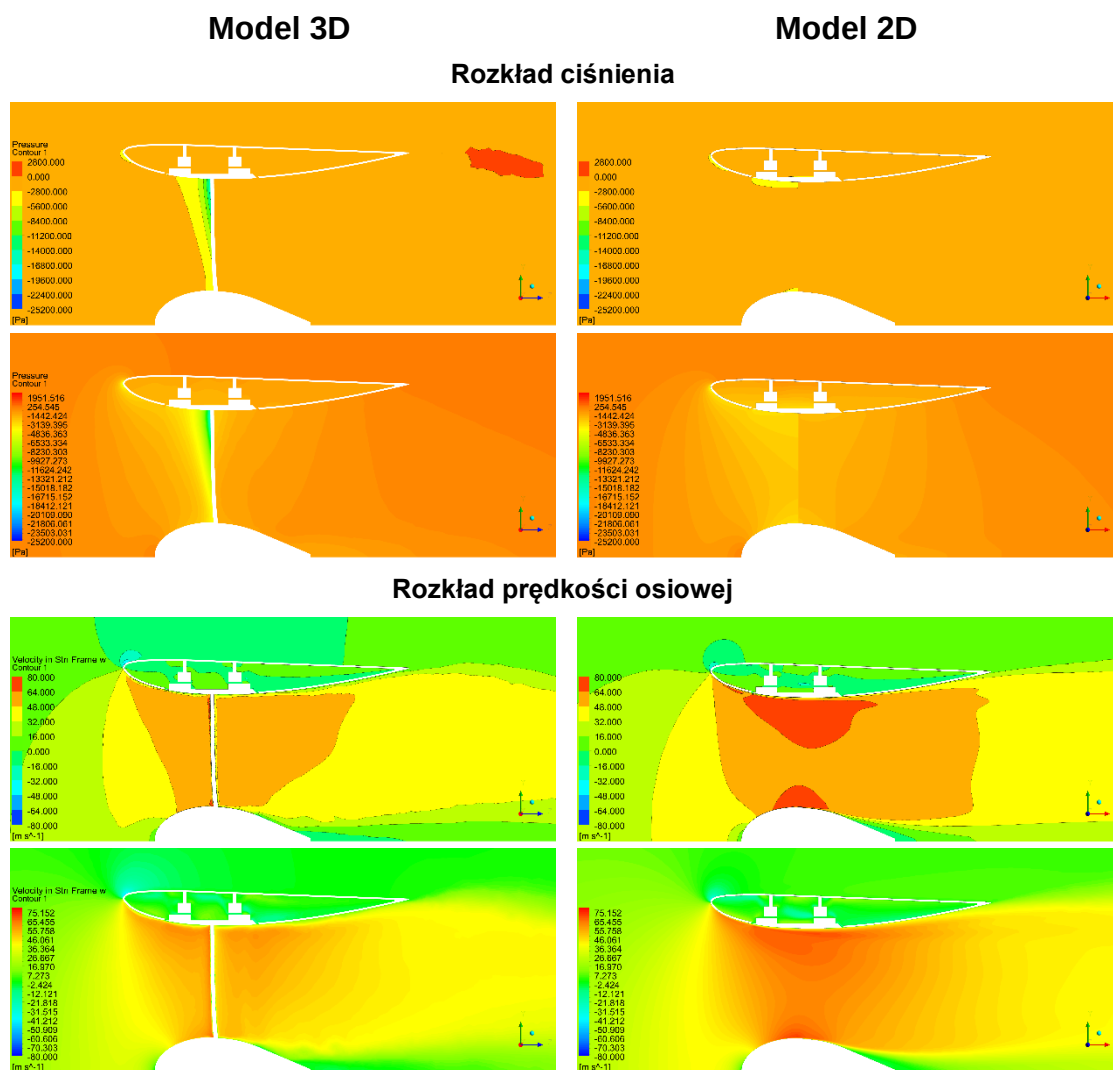
Szczeliny umiejscowiono w trzech różnych odległościach przed i za wirnikiem. Szczeliny oznaczono cyframi od 1 do 3 w taki sposób, że szczelinom znajdującym się najbliżej wirnika przypisano liczbę 1, natomiast tym znajdującym się najdalej wirnika przypisano liczbę 3. Nazwa modelu określa zatem położenie

szczelin, np. model 1_1 posiada obie szczeliny znajdujące się najbliżej wirnika. Na Rys. 98 przedstawiono umiejscowienie szczelin dla każdego z 9 badanych przypadków.



Rys. 98. Rozmieszczenie szczelin dwuwymiarowych modeli CDF

Na Rys. 99 porównano rozkład ciśnienia oraz rozkład prędkości osiowej jaki otrzymano z modelu dwuwymiarowego 1_1 z wynikami modelu 3D. Przedstawiono wyniki dla prędkości przelotowej równej 1 [m/s]. Tabela 21 zawiera parametry przepływu na powierzchniach kontrolnych.



Rys. 99. Porównanie parametrów modelu 2D oraz 3D

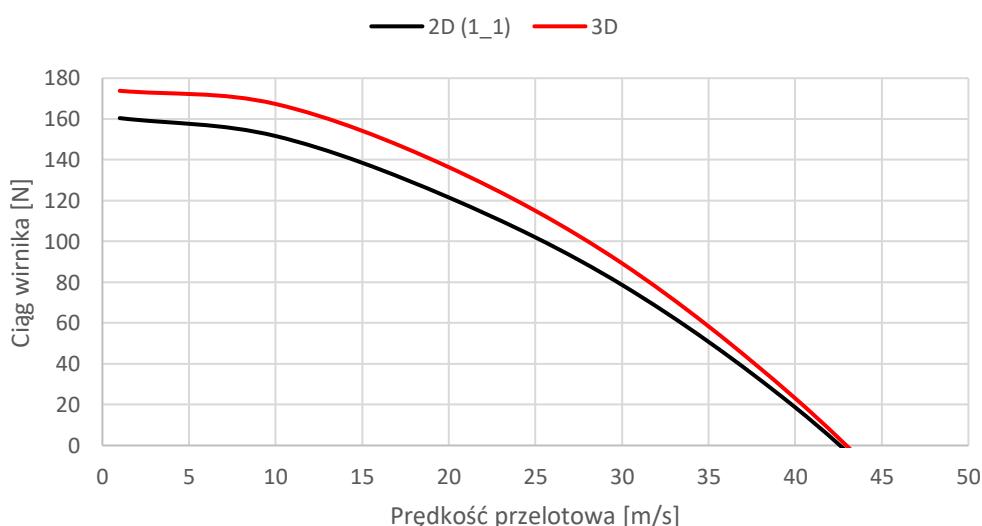
Model	Ciśnienie [Pa]		Prędkość osiowa [m/s]		Wydatek masowy [kg/s]	
	Powierzchnia „przed”	Powierzchnia „za”	Powierzchnia „przed”	Powierzchnia „za”	Powierzchnia „przed”	Powierzchnia „za”
3D	-1970.09	-1006.24	57.94	57.64	11.94	11.97
2D	-2422.82	-1560.59	63.82	63.82	13.61	13.61

Tabela 21. Porównanie parametrów na powierzchniach kontrolnych modelu 2D oraz 3D

Z powyższych danych widać, że średnie wartości ciśnienia statycznego na powierzchniach kontrolnych są większe dla modelu 2D, jednak większa różnica ciśnień między powierzchniami widoczna jest dla modelu 3D. Różnica ciśnień między powierzchniami w przypadku modelu 3D wynosi 964 [Pa], a dla modelu 2D wynosi 862 [Pa].

Podobnie widoczna jest różnica w prędkości osiowej odczytanej z powierzchni kontrolnych. Dla modelu 3D wynosi ona około 58 [m/s] a w modelu 2D jest o około 10% większa i wynosi około 64 [m/s]. Większa wartość prędkości osiowej w modelu 2D wynika z uśrednienia ciśnienia na dysku roboczym wirnika oraz z uśrednienia wektora prędkości obwodowej. Model 2D generuje większe wartości prędkości w kierunku osiowym, ponieważ nie jest w stanie uwzględnić wszystkich strat przepływu spowodowanych helikoidalnym kształtem śladu aerodynamicznego za wirnikiem.

Ponieważ najbliższe szczeliny znajdują się w pewnej odległości od wirnika (około 80 [mm]), na potrzeby analizy założono, że położenie szczelin w minimalnym stopniu wpływa na parametry przepływu w wirniku. W związku z powyższym dla każdego z 9 badanych przypadków rozmieszczenia szczelin użyto tej samej funkcji różnicy ciśnienia w funkcji promienia, tj. zarówno model 1_1 jak i model 3_3 posiada przypisaną tę samą funkcję z tabeli 20 dla odpowiedniej prędkości lotu. Różnicę w ciągu wytwarzanym przez wirnik wentylatora między modelami 2D oraz 3D dla modelu 1_1 dla badanego zakresu prędkości przelotowych przedstawiono na Rys. 100.

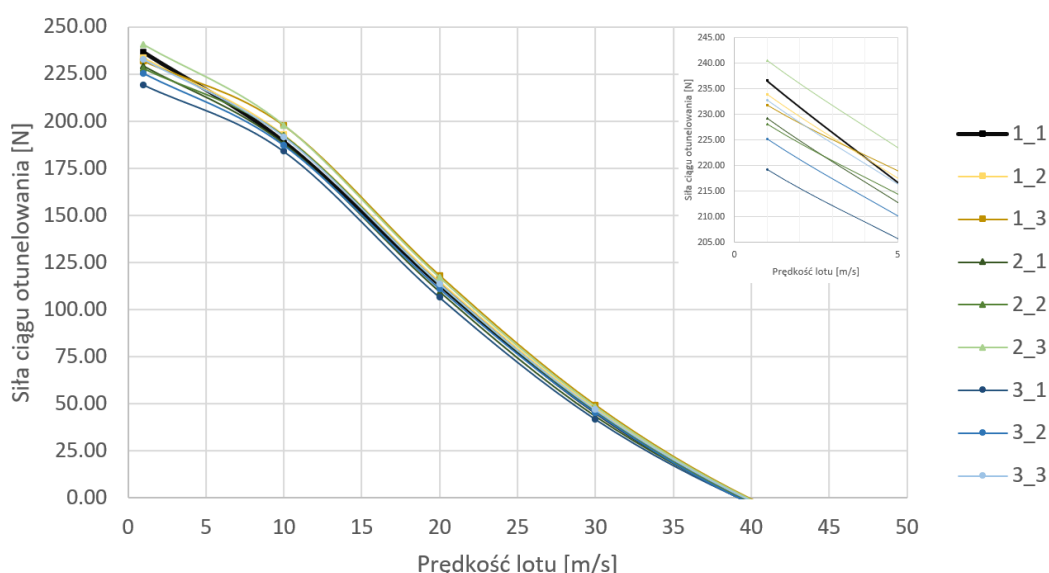


Rys. 100. Ciąg generowany przez wirnik modelu 2D oraz 3D w funkcji prędkości przelotowej

Widoczna na Rys. 100 różnica w uzyskanym ciągu generowanym przez wirnik występuje przy niskich wartościach prędkości napływających strug powietrza

i wynika z opisanych wcześniej ograniczeń modelu dwuwymiarowego. Widać, że różnica w wynikach między modelami 2D oraz 3D maleje wraz ze wzrostem prędkości lotu.

Zgodnie z przyjętym założeniem położenie szczelin nie wpływa na parametry przepływu w dysku roboczym wirnika, wpływa jednak na siły jakie powstają na powierzchni otunelowania. Na Rys. 101 przedstawiono siłę ciągu jaka powstaje na otunelowaniu dla każdego zbadanego przypadku położenia szczelin. Największy wpływ rozmieszczenia szczelin widoczny jest przy małych prędkościach lotu. Wpływ ten maleje wraz ze wzrostem prędkości lotu.

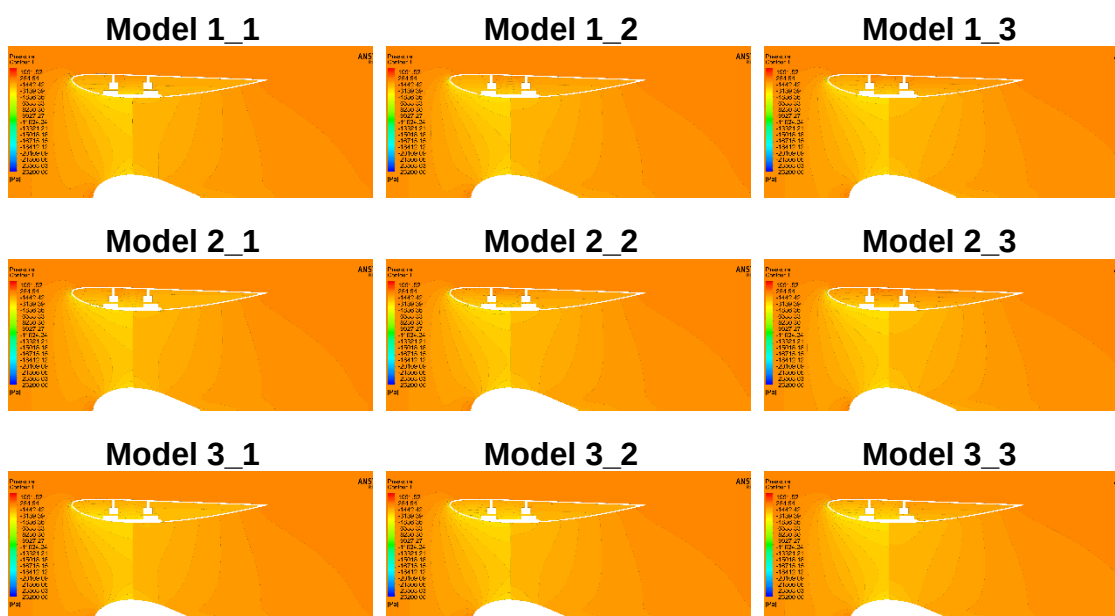


Rys. 101. Wpływ położenia szczelin na siłę ciągu uzyskaną na powierzchni otunelowania

Dla prędkości lotu równej 1 [m/s] a więc zbliżonej do warunków zawisu dla pionowzlotów, największa siła ciągu powstaje na otunelowaniu w przypadku modelu 2_3 i wynosi 240 [N]. Jest ona jednak tylko nieznacznie większa od siły ciągu powstałej na otunelowaniu modelu 1_1, która wynosi 237 [N]. Najmniejsza siła ciągu powstaje na otunelowaniu modelu 3_1 i wynosi 219 [N]. Różnica między modelami które generują największą oraz najmniejszą siłę ciągu na otunelowaniu wynosi około 9%, jednak różnica między modelem 2_3 oraz 1_1 wynosi tylko 1.25%. Różnica ta jest zbyt mała, aby można było jednoznacznie określić rzeczywistą różnicę w generowanym ciągu między tymi modelami za pomocą dwuwymiarowej analizy CFD.

Można jednak wyciągnąć ogólny wniosek, że im dalej położona jest szczelina przed wirnikiem tym mniejszy ciąg powstaje na otunelowaniu wentylatora.

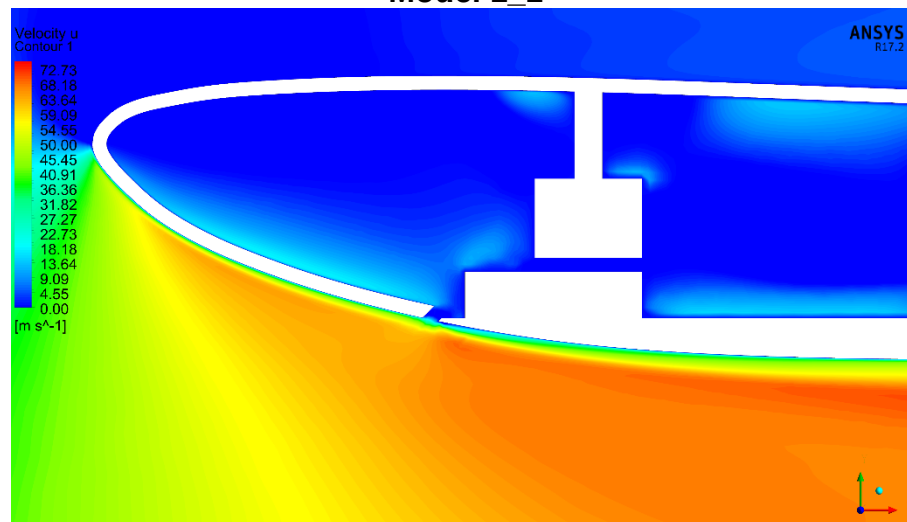
Rozkład ciśnienia jest porównywalny dla wszystkich badanych przypadków rozmieszczenia szczelin, co dla prędkości przelotowej równej 1 [m/s] przedstawiono na Rys. 102.



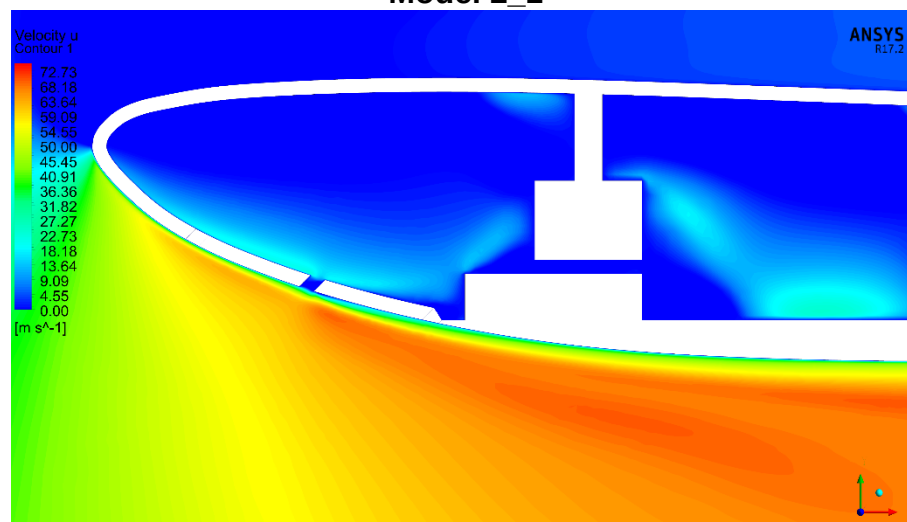
Rys. 102. Rozkład ciśnienia dla wszystkich badanych przypadków położenia szczelin

Rozkład prędkości osiowej w okolicy krawędzi natarcia otunelowania sugeruje, że szczelinę przed wirnikiem korzystnie jest umieścić jak najbliżej krawędzi natarcia łopaty wirnika. Krawędzie szczeliny powodują powstawanie wirów na całym obwodzie. W przypadku gdy szczelina przed wirnikiem znajduje się daleko od wirnika a blisko krawędzi natarcia otunelowania, powstanie wiru powoduje oderwanie się strugi od wewnętrznej powierzchni otunelowania, co z kolei zmniejsza wartość wydatku masowego przed wirnikiem. W każdym zbadanym przypadku wir tworzący się na krawędzi szczeliny jest zasysany przez wirnik, ważne jest jednak jak długo przepływ powietrza podąża za profilem otunelowania. Im dłużej przepływ ten jest laminarny, tym większą wartość siły ciągu jest w stanie wytworzyć otunelowanie. Rozkład prędkości osiowej w okolicy szczeliny „przed” wirnikiem przedstawiono na Rys. 103.

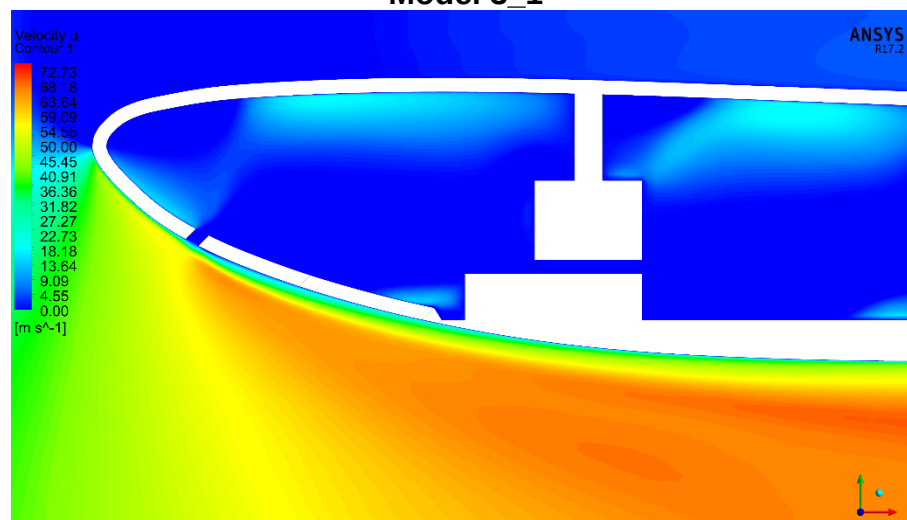
Model 1_1



Model 2_1



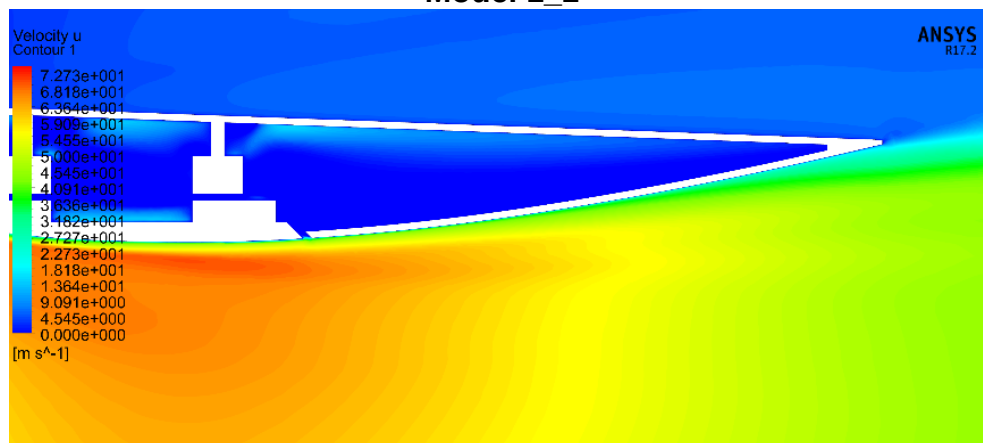
Model 3_1



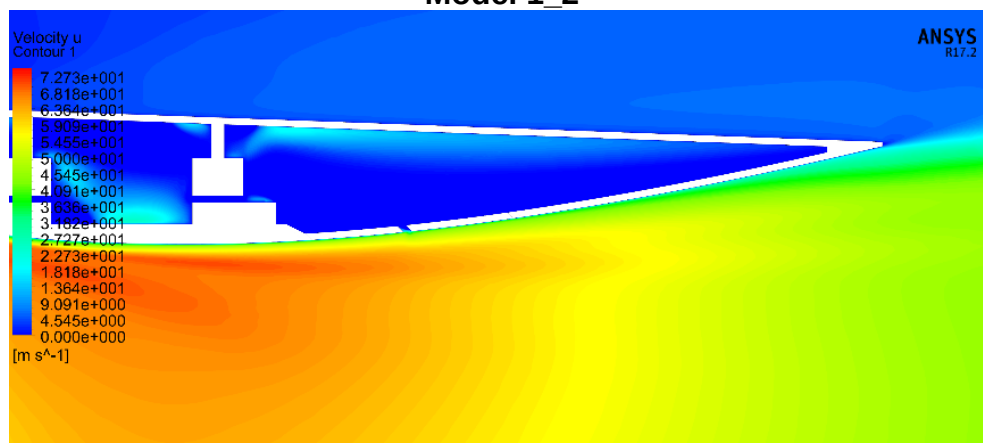
Rys. 103. Rozkład prędkości osiowej w okolicy szczeliny przed wirnikiem

Położenie szczeliny za wirnikiem także ma wpływ na rozkład prędkości osiowej w okolicy wewnętrznej powierzchni otunelowania. Ciśnienie w komorze wewnątrz otunelowania jest mniejsze niż ciśnienie w obszarze za wirnikiem, a zatem szczelina za wirnikiem zasysa powietrze do wewnątrz otunelowania. Im dalej od krawędzi spływu wirnika odsunięta jest szczelina, tym dłuższy jest odcinek, na którym powietrze podąża za kształtem otunelowania. Ponieważ za wirnikiem istotne są nie tylko osiowa, ale także obwodowa oraz promieniowa składowa wektora prędkości, droga z jaką poruszają się cząsteczki powietrza przybiera kształt zbliżony do helisy, przez co pozytywny wpływ zasysania ciśnienia do wewnątrz otunelowania jest ograniczony (w przypadku mocno obciążonego wirnika prawdopodobnie w ogóle nie widoczny). Widoczne jest jednak, że odsunięcie szczeliny od krawędzi spływu wirnika wpływa na lokalne zwiększenie prędkości osiowej w pobliżu zewnętrznej średnicy wirnika. Rozkład prędkości osiowej w okolicy szczeliny „za” wirnikiem przedstawiono na Rys. 104.

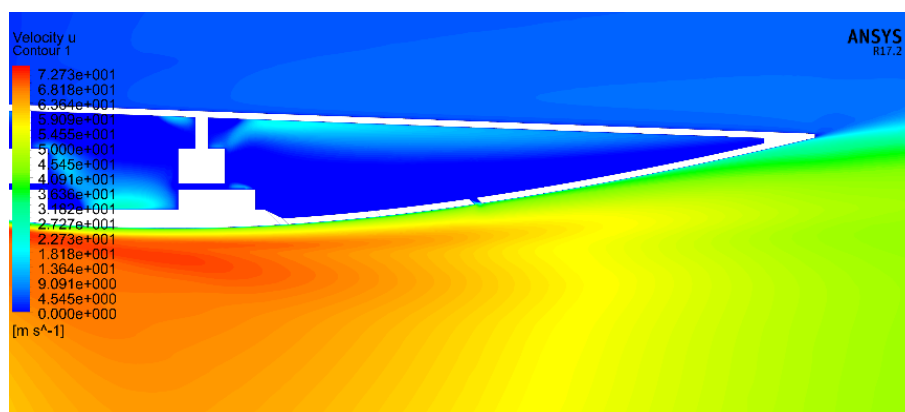
Model 1_1



Model 1_2

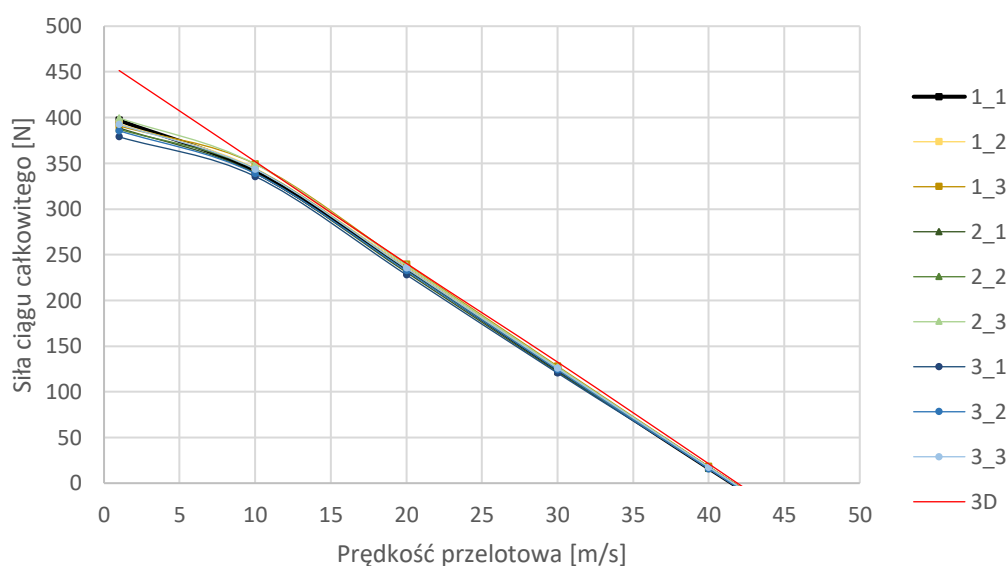


Model 1_3



Rys. 104. Rozkład prędkości osiowej w okolicy szczeliny za wirnikiem

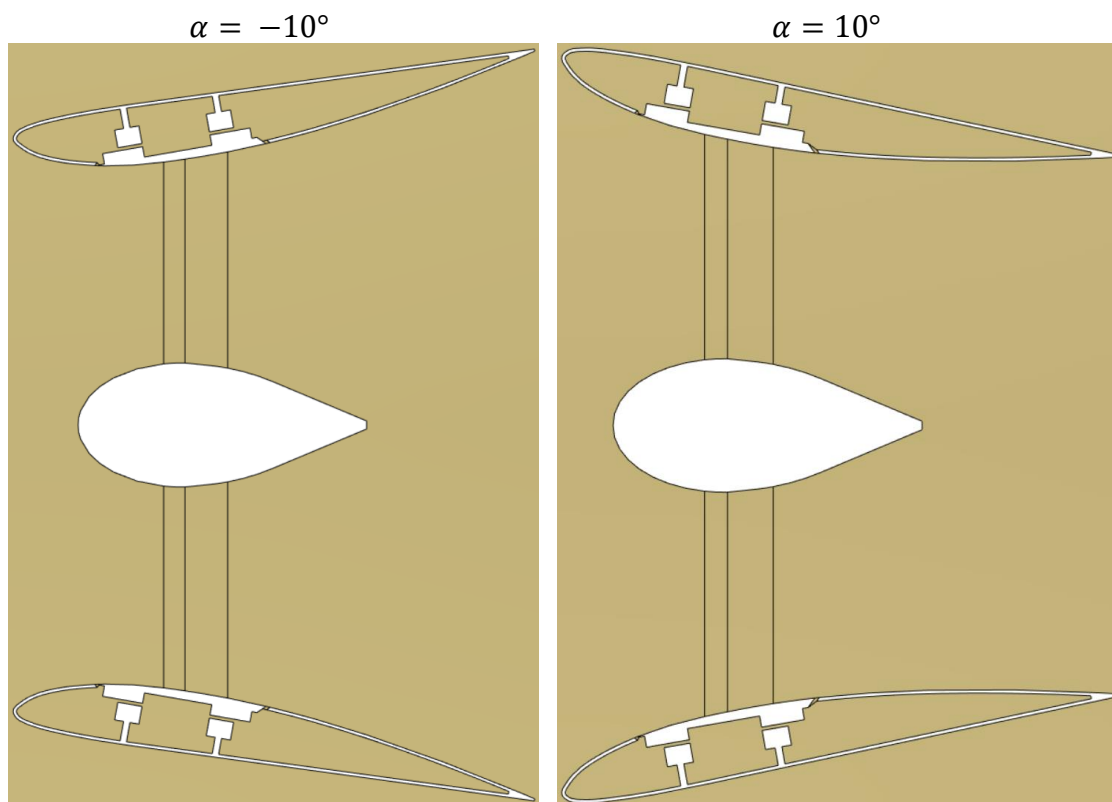
Na Rys. 105 przedstawiono całkowitą siłę ciągu dla badanych modeli w całym zakresie prędkości przelotowych. Wyniki uzyskane za pomocą modeli dwuwymiarowych porównano z wynikami otrzymanymi za pomocą analizy trójwymiarowej. Poza opisanymi wcześniej rozbieżnościami przy prędkości przelotowej równej 1 [m/s] widoczna jest bardzo dobra korelacja wyników. Widać także, że umiejscowienie szczelin ma minimalny wpływ na wartość ciągu generowanego przez wentylator.



Rys. 105. Wpływ położenia szczelin na siłę ciągu zespołu napędowego

7.2.3. Wpływ kąta natarcia profilu otunelowania na wartość generowanego ciągu

W badaniu sprawdzono jak kąt natarcia profilu tworzącego otunelowanie wpływa na zachowanie się ciągu wentylatora. Tak jak w poprzednim przypadku zbadano 9 wersji rozmieszczenia szczelin między otunelowaniem a wirnikiem. Wpływ kąta natarcia otunelowania zbadano w zakresie od -10° do 10° , gdzie dodatni kąt natarcia tworzy z otunelowania dyszę zbieżną (konfuzor), a ujemny kąt natarcia tworzy dyszę rozbieżną (dyfuzor), co przedstawiono na Rys. 106.



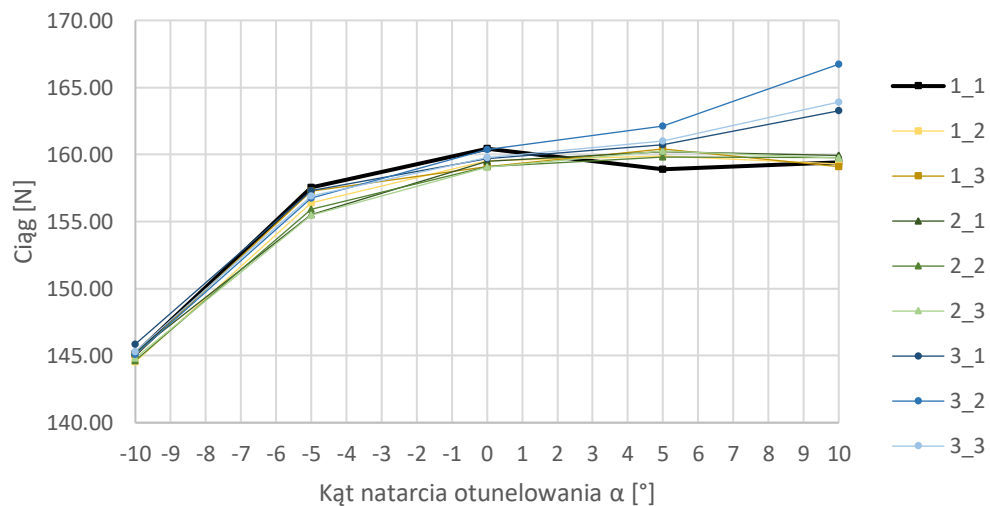
Rys. 106. Wpływ kąta natarcia otunelowania na kształt dyszy

Badania przeprowadzono dla pięciu różnych kątów natarcia otunelowania: -10° , -5° , 0° , 5° oraz 10° .

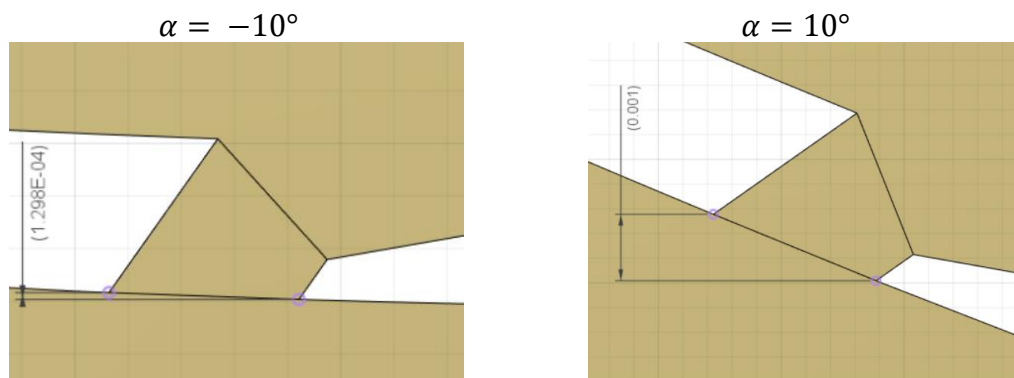
W celu uproszczenia badania i ograniczenia liczby potrzebnych trójwymiarowych modeli CFD, dla danej prędkości przelotowej warunek brzegowy na powierzchni wirnika dwuwymiarowego modelu CFD przyjmuje tę samą funkcję rozkładu różnicy ciśnienia dla każdej analizowanej geometrii otunelowania. Założenie to wprowadza pewien nieznaną błąd, ponieważ w rzeczywistości kąt natarcia otunelowania zmienia wartość wydatku masowego przechodzącego przez powierzchnię wirnika, a więc wpływa na obciążenie łopatek wirnika. Uproszczenie analizy nie pozwala zatem na posługiwanie się bezwzględными wartościami generowanego ciągu dla poszczególnych modeli,

jednak ciągle pozwala na wykonanie analizy porównawczej wpływu kąta natarcia otunelowania na ciąg generowany przez wentylator.

Na Rys. 107 pokazano wpływ kąta natarcia otunelowania na wartość ciągu generowanego przez wirnik. Dla kątów natarcia otunelowania w zakresie od -10° do 0° rozbieżność w uzyskanej sile ciągu dla poszczególnych przypadków umiejscowienia szczelin jest pomijalnie mała, wynosi poniżej 1% i mieści się w granicach błędu numerycznego obranej metody analizy. Wraz ze wzrostem kąta natarcia otunelowania różnica w ciągu między poszczególnymi modelami także wzrasta. Przy kącie natarcia otunelowania równym 5° różnica ta wynosi poniżej 2% i ciągle mieści się w granicach błędu numerycznego, jednak przy kącie natarcia równym 10° różnica w generowanym ciągu wynosi już 4.5%. Analizując Rys. 107 widoczny jest trend wzrostu różnicy w generowanym ciągu między poszczególnymi modelami wraz ze wzrostem kąta natarcia otunelowania. Przyjąć należy zatem, że nie jest to spowodowane błędem numerycznym a fizyką zjawiska.



Rys. 107. Wpływ kąta natarcia otunelowania na wartość ciągu generowanego przez wirnik przy prędkości 1 [m/s]

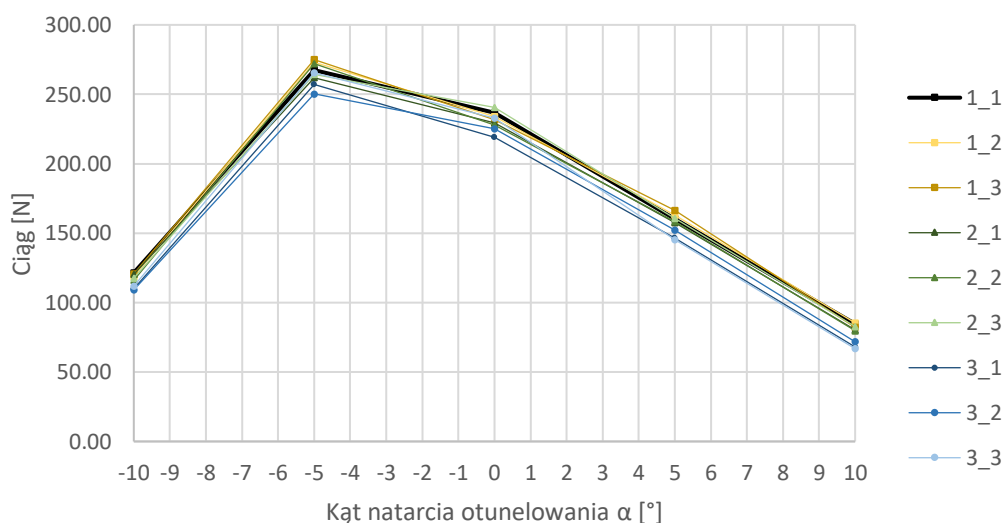


Rys. 108. Światło szczeliny przed wirnikiem

Wraz ze wzrostem kąta natarcia otunelowania wzrasta światło szczeliny w kierunku normalnym do wektora napływających strug powietrza, a zatem więcej powietrza wpływa do wewnętrznej komory otunelowania. Rys. 108 przedstawia geometrię szczeliny dla modelu 1_1 dla skrajnych analizowanych kątów natarcia otunelowania.

Wraz ze wzrostem kąta natarcia otunelowania, wzrasta wpływ szczeliny na wydatek masowy przed wirnikiem. Na Rys. 107 widać, że przy skrajnym dodatnim kącie natarcia otunelowanie, najkorzystniej jest umieścić szczelinę przed wirnikiem jak najbliżej punktu spiętrzenia profilu otunelowania natomiast szczelinę za wirnikiem jak najdalej od krawędzi spływu łopaty wirnika.

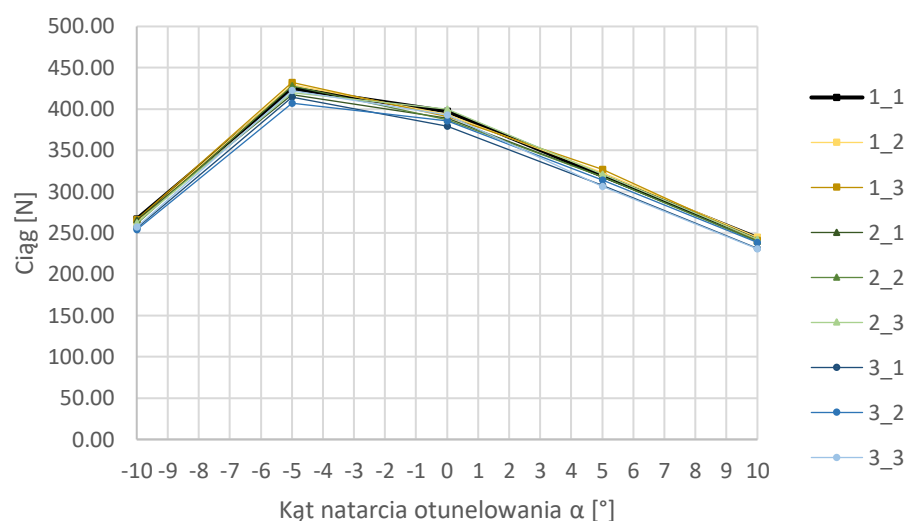
Ciąg otunelowania przy prędkości napływających strug powietrza równej 1 [m/s] w funkcji kąta natarcia otunelowania przedstawiony został na Rys. 109. Wartości siły ciągu między poszczególnymi modelami położenia szczelin wahają się w zakresie 10% w całym zakresie analizowanych kątów natarcia otunelowania. Najmniejszy ciąg generuje otunelowanie w wariancie 3_1, natomiast największy ciąg generuje otunelowanie w wariancie 1_3.



Rys. 109. Wpływ kąta natarcia otunelowania na wartość siły ciągu uzyskanej na powierzchni otunelowania przy prędkości 1 [m/s]

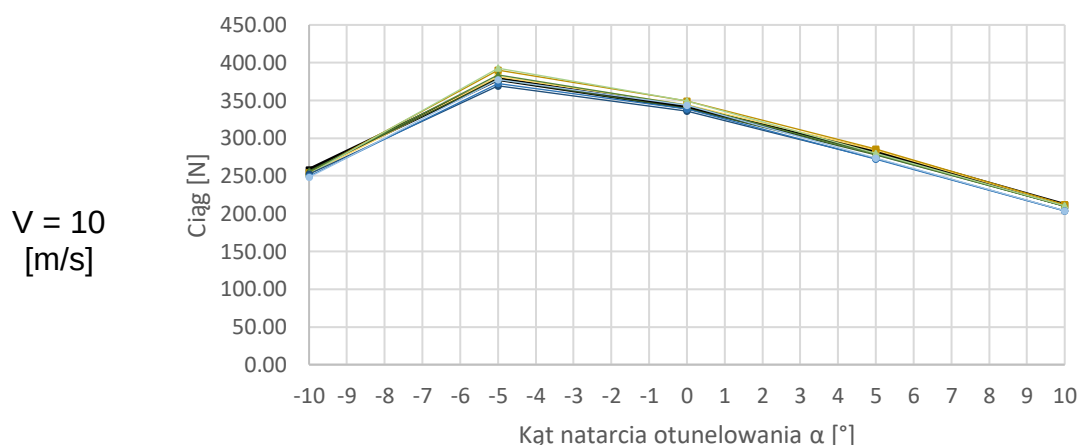
Maksymalny ciąg generuje otunelowanie ustawione pod kątem natarcia równym -5° . Dla modelu 1_3 uzyskano 275 [N] ciągu, natomiast dla modelu 3_1 który generuje najmniejszy ciąg przy tym kącie natarcia otunelowania, uzyskano 250.3 [N], czyli o 9% mniej.

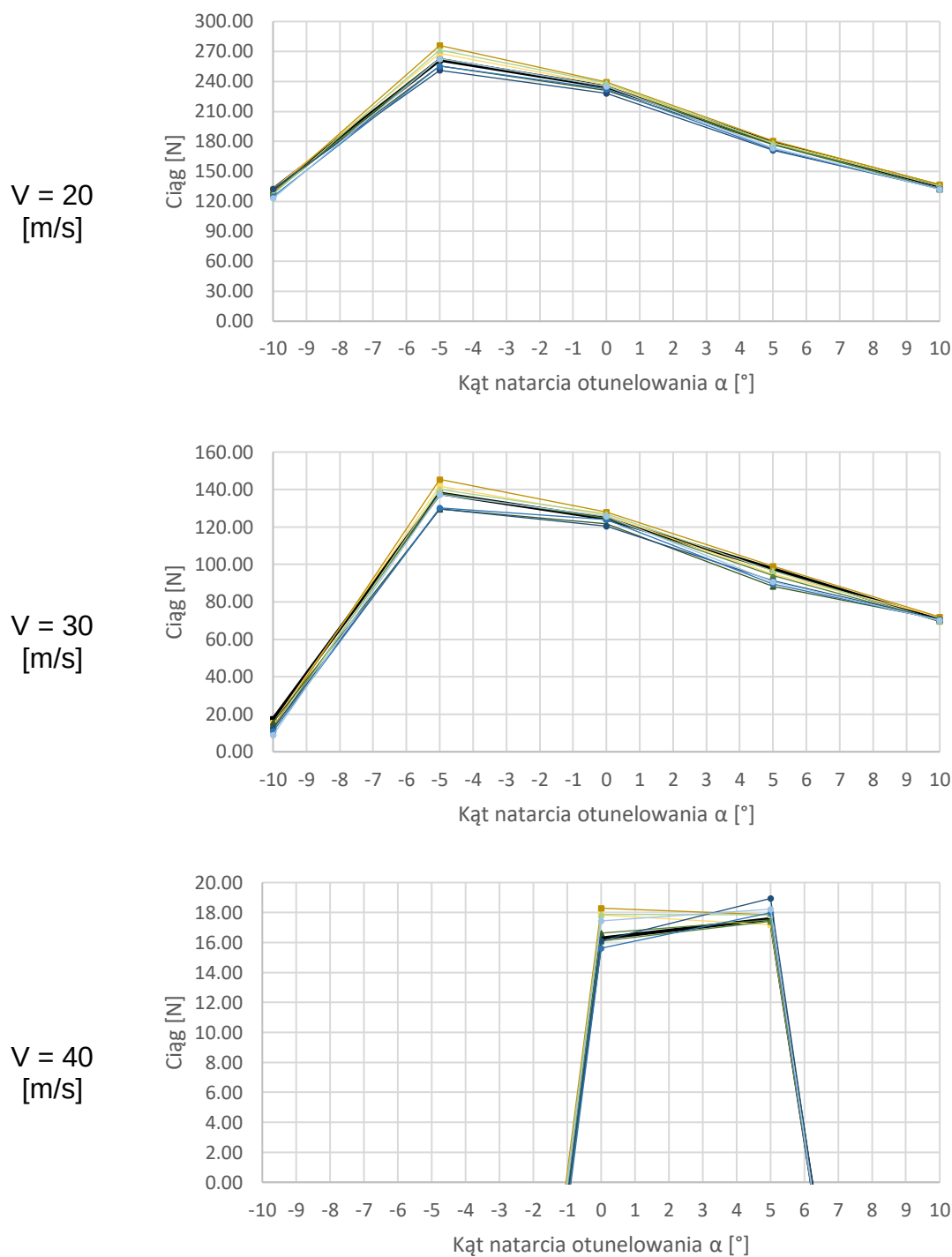
Analogicznie całkowity ciąg zespołu napędowego dla modelu 1_3 wynosi 432.2 [N] a dla modelu 3_1, 407.1 [N], co stanowi 5.8% mniej. Ciąg całkowity zespołu napędowego w funkcji kąta natarcia otunelowania przedstawiono na Rys. 110.



Rys. 110. Wpływ kąta natarcia otunelowania na wartość siły ciągu zespołu napędowego przy prędkości 1 [m/s]

Porównując wpływ kąta natarcia otunelowania na wartość ciągu jaki generuje zespół napędowy można zauważyć, że w zakresie prędkości przelotowych od 1 do 10 [m/s] położenie szczelin nie ma większego wpływu. Jednak w zakresie prędkości od 20 do 30 [m/s] widać, że położenie szczelin wyraźnie wpływa na generowany ciąg. W tym zakresie prędkości, maksymalny ciąg generowany jest przy kącie natarcia otunelowania równym -5° , i właśnie przy tym kącie natarcia profilu otunelowania najwyraźniej widać różnicę w generowanym ciągu między poszczególnymi modelami. Na Rys. 111 przedstawiono wykresy ciągu zespołu napędowego w funkcji kąta natarcia otunelowania dla analizowanego zakresu prędkości napływających strug powietrza.





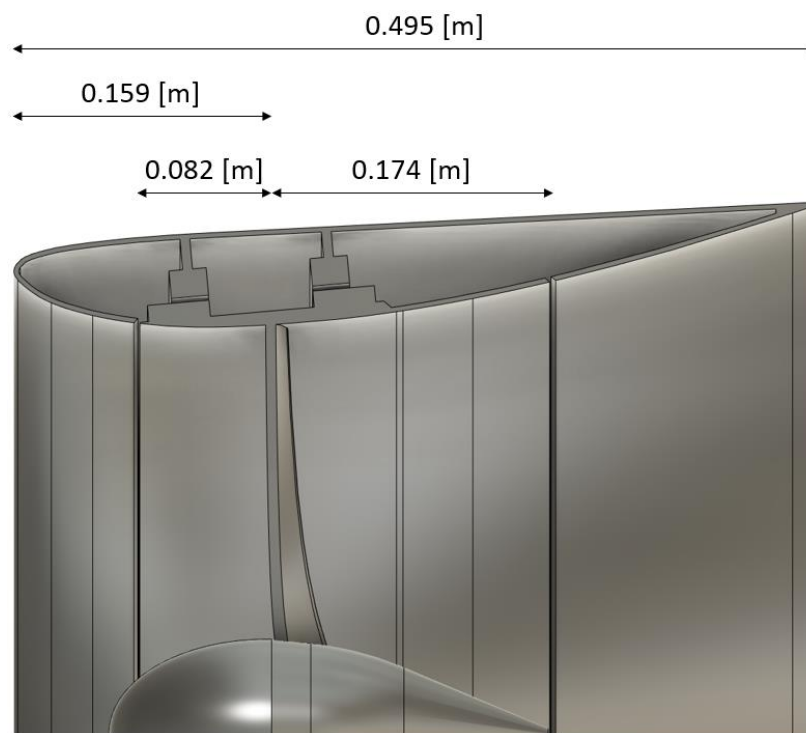
Rys. 111. Wpływ kąta natarcia otunelowania na wartość siły ciągu zespołu napędowego

Z powyższych wykresów widać, że wraz ze wzrostem prędkości przelotowej, wzrasta wpływ położenia szczelin na wartość generowanego ciągu. W niemal całym zakresie analizowanych prędkości przelotowych, największą wartość siły ciągu wytwarza model 1_3 przy kącie natarcia otunelowania równym -5° .

Przy prędkości przelotowej równej 40 [m/s] zespół napędowy generuje dodatni ciąg w wąskim zakresie kątów natarcia otunelowania od około -1° do 6° . Maksymalna wartość ciągu jest niska i wynosi 19 [N]. Wynika to z faktu, że dość gruby profil otunelowania, przy tej prędkości zaczyna stwarzać opór porównywalny z ciągiem jaki generuje wentylator.

7.3. Korelacja modeli 2D/3D

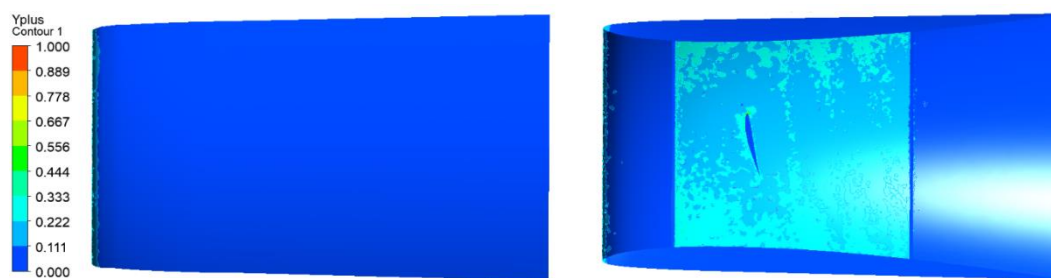
Korelację między modelami 2D oraz 3D wykonano dla przypadku zmodyfikowanego wentylatora, w którym rozmieszczenie szczelin odpowiada przypadkowi 1_3 a kąt natarcia otunelowania wynosi -5° . Szczeliny znajdują się w odległości 82 [mm] i 174 [mm] odpowiednio, przed i za linią tworzącą środek aerodynamiczny łopaty wirnika, Rys. 112.



Rys. 112. Geometria analizowanego wentylatora

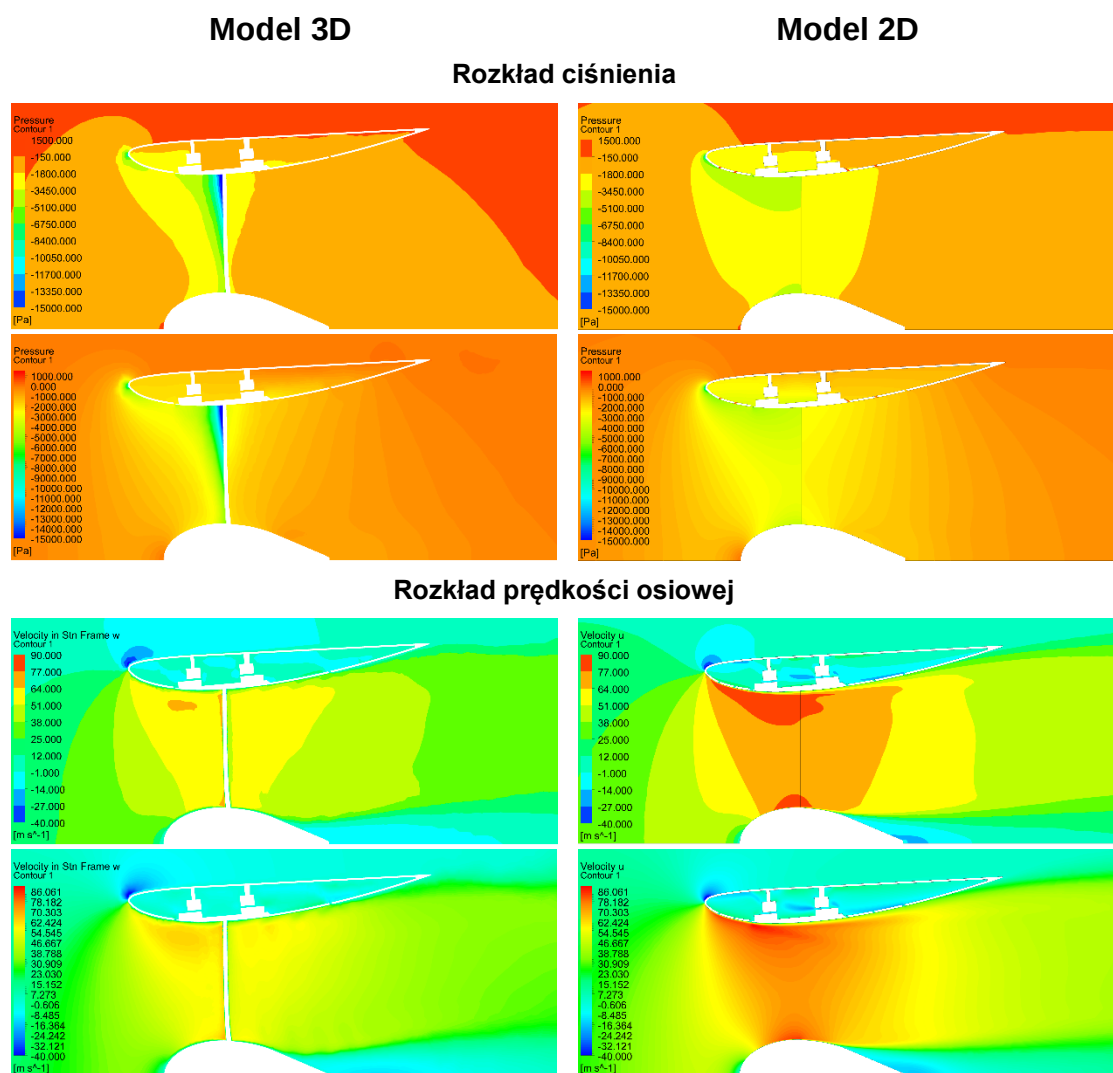
Liczba elementów trójwymiarowego modelu wentylatora wynosi: 8032720. Średnia jakość elementów (*element quality*) wynosi 0.513, natomiast średnia jakość kształtu elementów (*orthogonal quality*) wynosi 0.777.

Na Rys. 113 przedstawiono wartość współczynnika y^+ na powierzchni otunelowania.



Rys. 113. Współczynnik y^+ na powierzchni otunelowania

Na Rys. 114 porównano rozkład ciśnienia oraz rozkład prędkości osiowej jaki otrzymano z modelu dwuwymiarowego 1_3 z wynikami modelu 3D. Przedstawiono wyniki dla prędkości przelotowej równej 1 [m/s]. Tabela 22 przedstawia parametry przepływu na powierzchniach kontrolnych.



Rys. 114. Porównanie parametrów modelu 2D oraz 3D

Model	Ciśnienie [Pa]		Prędkość osiowa [m/s]		Wydatek masowy [kg/s]	
	Powierzchnia „przed”	Powierzchnia „za”	Powierzchnia „przed”	Powierzchnia „za”	Powierzchnia „przed”	Powierzchnia „za”
3D	-2466.71	-1574.25	60.70	59.25	13.80	13.45
2D	-3377.84	-2390.13	75.48	74.26	15.96	15.96

Tabela 22. Porównanie parametrów na powierzchniach kontrolnych 2D oraz 3D

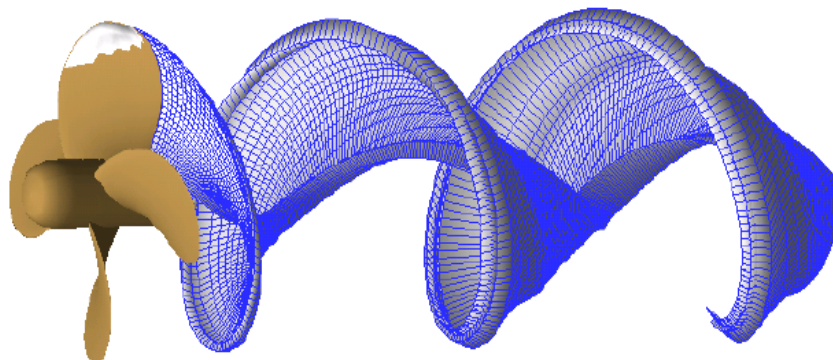
Z powyższych danych widać, że średnie wartości ciśnienia statycznego na powierzchniach kontrolnych są większe dla modelu 2D, różnica ciśnień między powierzchniami również jest większa dla modelu 2D. Różnica ciśnień między powierzchniami w przypadku modelu 3D wynosi 892 [Pa], a dla modelu 2D wynosi 988 [Pa]. Widoczna jest także różnica w prędkości osiowej odczytanej z powierzchni kontrolnych. Dla modelu 3D wynosi ona około 60 [m/s] a w modelu 2D jest o 20% większa i wynosi około 75 [m/s].

Wyżej opisane różnice pomiędzy modelami dwu oraz trój-wymiarowymi dla przypadku wentylatora z rozmieszczeniem szczelin w układzie 1_3 oraz kątem natarcia otunelowania wynoszącym 5° są bardzo podobne do tych przedstawionych w rozdziale 7.2.2 dla wentylatora w układzie 1_1 i kątem natarcia otunelowania 0°.

8. WNIOSKI

W pracy zbadano jak zmiana kształtu wiru zaśmigłowego wpływa na ciąg zespołu wentylatora otunelowanego. Zmianę kształtu wiru zaśmigłowego uzyskano eliminując szczelinę między końcówką łopaty wirnika a wewnętrzną powierzchnią otunelowania.

W klasycznym wentylatorze wir zaśmigłowy przyjmuje bardzo skomplikowany kształt, który z pewnym przybliżeniem opisać można jako powierzchnię tworzoną przez krawędź spływu łopaty wirnika obracającą się wokół osi obrotu wirnika i jednocześnie przesuwającej się równolegle do tej osi (dla uproszczenia) ze stałą prędkością liniową. Tak zdefiniowana powierzchnia wirowa powstaje na skutek oderwania się strugi powietrza od krawędzi spływu każdej łopaty wirnika jednak, aby zobrazować pełny ślad wirowy za wirnikiem, należy dodać jeszcze wir schodzący z końcówki łopaty wirnika. Wir ten porusza się po linii śrubowej należącej do wcześniej zdefiniowanej helikoidy. Krzywa wiru wierzchołkowego jest zewnętrzną krawędzią powierzchni wirowej. Na Rys. 115 zobrazowano kompletny kształt wiru zaśmigłowego.



Rys. 115. Kształt wiru zaśmigłowego [64]

Zgodnie z przewidywaniami, wykonane analizy numeryczne CFD potwierdziły, że wyeliminowanie szczeliny nad końcówką łopaty wirnika oraz zaproponowanie integralnego z wirnikiem, obracającego się pierścienia, wpłynie na kształt powstającego wiru zaśmigłowego. Brak szczeliny nad końcówką łopaty wirnika w warunkach statycznych pozwolił podnieść sprawność analizowanego zespołu napędowego o 14% względem analogicznego wentylatora z trójmilimetrową szczeliną nad łopata wirnika. Interesujący jest fakt, że zaproponowana modyfikacja nie ma widocznego wpływu na generowaną wartość ciągu (dla identycznych warunków przepływu) a jedynie na zapotrzebowanie mocy potrzebnej do napędu wentylatora.

Wpływ wirującego pierścienia zbadano używając trójwymiarowego modelu CFD, który umożliwił zobrazowanie skomplikowanego przepływu powietrza w okolicy zewnętrznej średnicy przed krawędzią natarcia oraz za krawędzią spływu łopat wirnika. Położenie i szerokość zewnętrznego pierścienia wirnika zbadano jednak posługując się uproszczonymi modelami dwuwymiarowymi.

Zastosowana w pracy metoda porównawcza z użyciem modeli dwuwymiarowych niesie za sobą pewien błąd, który nie pozwala na użycie bezwzględnych wartości generowanych sił ciągu. Metoda ta pozwala jednak na porównanie między sobą poszczególnych modeli dwuwymiarowych i operowanie procentową różnicą w uzyskanych wynikach, co pozwoliło na przeanalizowanie takich parametrów jak położenie szczelin oraz kąt natarcia otunelowania. Obrana metoda pozwala też na sprawną analizę oraz optymalizację kształtu szczeliny oraz z pewnym błędem, profilu otunelowania; nie zostało to jednak włączone do zakresu przeprowadzonej analizy.

Średnia wartość różnicy w generowanym ciągu między modelem dwuwymiarowym i modelem 3D wynosi około 10%, co po dodatkowej analizie rozkładu takich parametrów jak ciśnienie i prędkość osiowa pozwala stwierdzić, że użycie uproszczonych modeli dwuwymiarowych jest stosowne. Gdy szukane są jednak wartości ciągu, konieczne jest wykonanie dokładnego modelu 3D dla każdego analizowanego przypadku.

Porównując ze sobą model 3D i analogiczny model dwuwymiarowy, a dokładniej porównując parametry przepływu na powierzchniach kontrolnych blisko krawędzi natarcia oraz krawędzi spływu analizowanego wirnika widać, że średnia wartość ciśnienia jest większa w modelu dwuwymiarowym. Jednak istotne jest to, że przyrost wartości ciśnienia jest porównywalny na obu powierzchniach, przez co wartość różnicy ciśnień za i przed wirnikiem jest podobny w obu przypadkach.

Prędkość osiowa jest jednak wyraźnie większa na powierzchniach kontrolnych w modelu dwuwymiarowym. Jednym z powodów tego zjawisko może być fakt, że w modelu dwuwymiarowym, co prawda można zasymulować rozkład prędkości obwodowej spowodowanej ruchem obrotowym łopat wirnika, to odzwierciedlenie przestrzennej natury wiry ciągnącego się śladem helikoidalnym, odrywającym się od krawędzi spływu łopat wirnika nie jest możliwe. Ślad ten naturalnie wpływa na rozkład prędkości za śmigłem, co w modelu 3D widoczne jest wolniejszym przepływem strug powietrza w kierunku osiowym. Mimo różnicy w średniej wartości prędkości osiowej między modelami 2D i 3D, charakter jej rozkładu jest porównywalny w obu modelach.

Zaproponowana modyfikacja wentylatora wpływa pozytywnie na sprawność układu tylko przy relatywnie małych prędkościach lotu. Największy przyrost sprawności występuje przy ciągu statycznym, co naturalnie nasuwa wniosek, że zaproponowane rozwiązanie najkorzystniej wykorzystać w aplikacjach, które wykorzystują zjawisko zawisu i/lub poruszają się z relatywnie niską prędkością postępową. Takimi statkami powietrznymi mogą być drony oraz samoloty VTOL, które obecnie są szeroko analizowane i rozwijane jako alternatywa sprawnego

środka transportu w gęsto zabudowanych aglomeracjach miejskich. W tego typu maszynach, które operować mają w gęstej zabudowie miejskiej bardzo istotny jest pozytywny wpływ otunelowania, które izoluje obracający się wirnik od otoczenia. Otunelowanie wpływa także na zwiększenie bezpieczeństwa obsługi naziemnej oraz zapokładowanie pasażerów [64]. Im większy udział procentowy zawisu w misji danego statku powietrznego, tym większy będzie widoczny pozytywny wpływ zaproponowanego wentylatora na zapotrzebowanie energii.

Kąt natarcia otunelowania ma wpływ nie tylko na wartość ciągu jaki generuje samo otunelowanie, ale także na wartość ciągu jaki generuje wirnik. Wynika to z faktu, że kąt ten ma wpływ na wartość wydatku masowego powietrza przed i za wirnikiem, a zatem ma wpływ na rozkład ciśnienia na dysku roboczym wirnika. Zaproponowana metoda porównawcza z użyciem modeli dwuwymiarowych jest zasadna jedynie we wstępnych etapach projektowania i optymalizacji zespołu napędowego, w którym istotne jest przeanalizowanie jak największej liczby możliwych rozwiązań w możliwie krótkim czasie. Metoda ta nie pozwala jednak na określenie ilościowych parametrów przepływu, a zatem nie pozwala na wyznaczenie osiągnięć analizowanych przypadków. Pozwala ona jednak na analizę jakościową, a zatem pozwala wybrać zbiór rozwiązań z potencjalnie najlepszymi osiągnięciami, które następnie należy zbadać dokładniejszymi metodami, np. za pomocą trójwymiarowych modeli CFD bądź projektując model w skali.

Dla badanego w niniejszej pracy wentylatora, największą wartość generowanego ciągu uzyskano przy prędkości przelotowej równej 1 [m/s] przy kącie natarcia otunelowania równym -5° , dla modelu 1_3. Wynika z tego, że położenie szczeliny przed łopata wirnika powinno zostać dobrane tak aby ograniczyć ilość zasysanego powietrza do wewnątrz otunelowania. Nadmierne zasysanie powietrza do wewnętrznej komory otunelowania powoduje spadek wydatku masowego powietrza przed wirnikiem a zatem spadek generowanego przezeń ciągu.

Położenie szczeliny za wirnikiem należy rozpatrywać w parze z kątem natarcia otunelowania. Przy kącie natarcia otunelowania równym -5° korzystne okazało się odsunięcie szczeliny od krawędzi spływu wirnika i przesunięcie jej bliżej krawędzi spływu profilu otunelowania. Takie rozwiązanie pozwala zasysać obszar wysokiego ciśnienia za wirnikiem do wewnętrznej komory otunelowania, w której ciśnienie jest znacznie niższe, co z kolei pozwala odsunąć punkt oderwania się strugi powietrza od wewnętrznej powierzchni profilu otunelowania bliżej krawędzi spływu, przekładając się na większą wartość ciągu generowanego przez otunelowanie.

Najmniejszy ciąg przy tym samym kącie natarcia otunelowania generuje model 3_2, a zatem nie korzystne jest odsunięcie szczeliny przed wirnikiem w pobliżu punktu spiętrzenia otunelowania. Tak umiejscowiona szczelina wpływa negatywnie na wartość ciągu, ponieważ:

- występuje nadmierne zasysanie powietrza do wewnętrznej komory otunelowania, a zatem widoczny jest spadek wydatku masowego przed wirnikiem,

- krawędź otunelowania powoduje tworzenie się wirów na całym obwodzie wewnętrznej powierzchni otunelowania, przez co powietrze napływające na zewnętrzną średnicę łopaty wirnika ma charakter turbulentny.

Umieszczenie szczeliny za wirnikiem bliżej krawędzi spływu łopaty wirnika powoduje szybsze oderwanie się strug powietrza od wewnętrznej powierzchni otunelowania. Gdy szczelina znajduje się bardzo blisko krawędzi spływu łopaty wirnika, możliwe jest ponowne przyklejenie się strug powietrza do powierzchni otunelowania, zjawisko to widoczne jest porównując do siebie wyniki uzyskane między modelami 3_2 oraz 3_1. Widać, że model 3_1 ze szczeliną umieszczoną zaraz za krawędzią spływu łopaty wirnika daje nieznacznie lepsze wyniki od modelu 3_2.

Z literatury [38] wiadomo, że niekorzystne jest stosowanie obudowy piasty o małej średnicy, niekorzystne jest także stosowanie stałego rozkładu ciśnienia wzdłuż promienia łopaty wirnika. Zaproponowana w niniejszej pracy modyfikacja wentylatora pozwala całkowicie zrezygnować z ciała centralnego, a zatem całkowicie wyeliminować opór jaki to ciało stawia. Łożyskowanie śmigła na zewnętrznym pierścieniu pozwala, a nawet wymusza odciążenie okolic piasty i dociążenie zewnętrznej średnicy wirnika. Zaproponowane rozwiązanie pozwala także na analizę profilów lotniczych i prędkości obrotowych nie dostępnych dla klasycznych wentylatorów z powodów konstrukcyjnych (aeroelastyczność, wytrzymałość konstrukcji).

W pracy ograniczono się do porównania wentylatorów o podobnych parametrach geometrycznych i przeanalizowano jedynie wpływ takich parametrów jak położenie szczelin przed i za wirnikiem oraz kąt natarcia profilu otunelowania. Analizując jednak uzyskane wyniki stwierdzono, że równie istotny jest także sam kształt szczelin i dopiero dokładna analiza tych trzech parametrów pozwoli na skonstruowanie najwydajniejszego wentylatora.

9. MODEL EKONOMICZNY

Prace nad lekkimi statkami powietrznymi krótkiego i średniego zasięgu, przeznaczonymi do transportu w gęsto zaludnionych obszarach zaczęto już w latach 50-tych XX wieku. Jednak w ostatnich latach widać duże zainteresowanie tego typu statkami powietrznymi nie tylko w gronie największych na świecie korporacji lotniczych, ale także u małych producentów. Ciągły napływ ludzi do miast powoduje rozrastanie się ogromnych aglomeracji w jeszcze większe, co przekłada się na coraz większe utrudnienia w transporcie. Utrudnienia w komunikacji stwarzają popyt na nowe rodzaje transportu.

9.1. Biznes Plan

Biznes Plan jest dokumentem, w którym przedstawia się ocenę opłacalności przedsięwzięcia gospodarczego. Dokument ten przygotowany jest najczęściej w celu pozyskania zewnętrznego finansowania. Jednak pomaga także określić koszty, po przekroczeniu których biznes staje się nieopłacalny. Pozwala on także określić niszę rynkową oraz oszacować zapotrzebowanie. W skład biznes planu przeważnie wchodzi następujące elementy:

- Charakterystyka przedsiębiorstwa,
- Opis produktu,
- Strategia marketingowa,
- Plan finansowy,
- Analiza SWOT.

Wstępny biznes plan sporządzić można jeszcze przed wykonaniem Technicznego Studium Wykonalności, kiedy nie znane są jeszcze parametry techniczne oraz koszty związane z budową nowego produktu. Raport taki nie pozwala na dokładną analizę biznesową, pozwala jednak na wstępną charakterystykę przedsięwzięcia. Taki raport pozwala także określić niszę rynkową i zapotrzebowanie na potencjalny produkt.

Mając dostęp do dokładniejszej analizy technicznej produktu, można dokładniej określić wymagane środki finansowe i konieczne kompetencje, co jest niezbędne do sporządzenia planu finansowego.

Biznes plan kładzie nacisk na aspekty gospodarcze, czyli już wspomnianą opłacalność przedsięwzięcia. Dokument ten adresowany jest do instytucji finansowych, w których techniczne aspekty napędu lotniczego są mało istotne, poza faktem, że wykonanie produktu jest możliwe i opłacalne.

Najważniejszym elementem biznes planu jest plan finansowy. Starannie przygotowana analiza kosztów pozwala dość precyzyjnie określić zapotrzebowanie funduszy w czasie. Plan finansowy obejmuje także prognozy sprzedażowe, które w przypadku nowego rodzaju napędu lotniczego mogą być obciążone istotnym błędem.

Innym ważnym elementem biznesplanu jest analiza SWOT, czyli analiza informacji (silnych i słabych stron przedsięwzięcia oraz szans i potencjalnych zagrożeń). Wdrożenie innowacyjnego elektrycznego zespołu napędowego niewątpliwie niesie za sobą ryzyko. Jednak szansa jaką daje rozwój lekkiego lotnictwa miejskiego, które obecnie znajduje się w obszarze zainteresowania największych inwestorów na świecie wydaje się znacznie przewyższać potencjalne ryzyka. Do wyścigu wyprodukowania pierwszego w pełni działającego statku powietrznego pionowego startu, operującego w aglomeracji miejskiej przystępują nie tylko najwięksi producenci lotniczy na świecie, ale i nowo powstałe małe i średnie przedsiębiorstwa (start-upy). Zarówno największe światowe korporacje oraz małe firmy stoją przed tymi samymi problemami, nie tylko technicznymi, ale także administracyjnymi.

Wiele programów finansujących prace badawczo-rozwojowe, ale także projekty wdrożeniowe funkcjonują na terenie kraju i całej Unii Europejskiej. Programy te pozwalają zmniejszyć potencjalne ryzyko przedsięwzięcia, pozwalają na zakup wymaganego parku maszynowego, ale także na wynagrodzenie załogi oraz wsparcie instytucji naukowych jak np. Instytut Lotnictwa. Zmniejszenie ryzyka bez wątpienia zwiększa zainteresowanie projektem potencjalnych inwestorów, których obecność wydaje się niezbędna.

9.2. Techniczne Studia Wykonalności (TSW)

Techniczne Studia Wykonalności przygotowuje się na potrzeby prac badawczo rozwojowych. Analiza ta pozwala uzyskać informacje nt. możliwości wdrożenia wyrobu oraz pozwala ocenić jego potencjał komercyjny. TSW używane są podczas procesu decyzyjnego poprzez obiektywne określenie mocnych i słabych stron jak i możliwości i zagrożeń związanych z wdrożeniem wyrobu. W skład TSW wchodzi następujące badania:

- Analiza rynku;
- Analiza ekonomiczna;
- Analiza techniczna;
- Analiza strategiczna.

Wdrożenie wyrobu do produkcji seryjnej jest procesem kosztownym oraz długotrwałym, wiążącym się z wykonaniem wielu analiz technicznych i biznesowych. W lotnictwie proces ten jest często na tyle kosztowny, że niemożliwy do udźwignięcia przez jedno przedsiębiorstwo. Aby zminimalizować ryzyko strat tworzy się spółki typu joint-venture bądź spin-off. Bardzo często też firmy lotnicze uzyskują dofinansowanie z programów rządowych wspierających badania badawczo rozwojowe.

9.2.1. Analiza rynku

W lotnictwie analiza rynku służy do zdefiniowania wymagań technicznych produktu. W przypadku otunelowanego zespołu napędowego, znane jest przeznaczenie produktu, jednak ciągle istotne jest znalezienie docelowego odbiorcy.

Nie istnieją jeszcze podobne napędy, do których można by porównać analizowany produkt, jednak można przypuszczać, że dla zamawiającego szereg wymagań pozostaje niezmienny niezależnie od rodzaju napędu. Takimi najważniejszymi parametrami technicznymi są: masa zespołu napędowego, jego niezawodność oraz łatwość obsługi, sprawność oraz cena (zastosowana technologia). Konieczne jest przeprowadzenie analizy porównawczej konkurencyjnych wyrobów i przedstawienie ich na tle własnego produktu. W oparciu o taką analizę można znaleźć priorytetowe parametry i jeśli nie przewyższają konkurencji zastosować odpowiednią taktykę, zmodyfikować własny produkt lub dostosować jego cenę do przewidywanych osiągnięć.

9.2.2. Analiza ekonomiczna

Analiza ekonomiczna to metoda badania całokształtu działalności gospodarczej. Pozwala ona określić efektywność gospodarowania zasobami (w ogólnym pojęciu, tj. majątkiem, kapitałem ludzkim, posiadaną technologią) przedsiębiorstwa.

Posiadanie możliwości technicznych do zbudowania otunelowanego zespołu napędowego nie jest warunkiem wystarczającym, aby przedsiębiorstwo podjęło się prac nad tego typu produktem. Możliwa jest sytuacja, w której konieczność zastosowania kosztownych technologii i procesów produkcji podniesie cenę finalnego produktu, a w konsekwencji klienci zdecydują się na zakup produktu de-facto gorszego technologicznie, ale tańszego.

Wpływ na cenę ma wolumen produkcji, a więc niezbędna jest wiedza i jak najdokładniejsze szacunki określające koszt utrzymania produkcji (udział kosztów stałych i zmiennych) i wielkość potencjalnej sprzedaży.

9.2.3. Analiza techniczna

Analiza techniczna pozwala na zdefiniowanie wymagań technicznych oraz prawnych wyrobu. W przypadku zespołu napędowego podstawowym wymaganiem jest dostarczenie wymaganej siły ciągu dla danej prędkości przelotowej. Należy tutaj uwzględnić jak wpływ zmodyfikowanego otunelowania wpływa na podział ciągu, czyli ile ciągu generuje wirnik a ile otunelowanie. Już na etapie analizy technicznej można wykazać, czy zastosowana technologia pozwala podnieść sprawność zespołu napędowego oraz jakim kosztem. Zwiększenie wydajności pozwala wykonać misję z mniejszym zapasem źródła energii (mniej paliwa lub mniejsza bateria), co pozwala zmniejszyć masę startową statku powietrznego.

Podstawowe osiągi produktu nie powinny jednak wpływać na bezpieczeństwo obsługi statku powietrznego. Analiza techniczna powinna uwzględniać ryzyko i skutki potencjalnych awarii zespołu napędowego. Uszkodzony produkt, tracąc swoją podstawową funkcję, nie powinien stwarzać zagrożenia dla zdrowia i życia użytkowników, np. rozerwanie łopaty wirnika nie powinno uszkodzić struktur statku powietrznego a zatem nie powinno wydostać się poza otunelowanie.

9.2.4. Analiza strategiczna

Obok analizy technicznej konieczne jest zrozumienie wymagań prawnych i możliwości danego przedsiębiorstwa, oraz upewnienie się, że planowany produkt takie przedsiębiorstwo jest w stanie nie tylko wyprodukować, ale także wdrożyć.

Konieczne jest znalezienie i zdefiniowanie grupy docelowej. W lotnictwie ma to szczególne znaczenie nie tylko z punktu widzenia ekonomicznego. Dla danej grupy odbiorców, trzeba spełnić inne wymagania certyfikacyjne. W przypadku zespołu napędowego przeznaczonego dla użytkowników lotnictwa ogólnego (np. samoloty LSA, ULM oraz motolotnie) nie jest wymagane przejście tak rygorystycznych testów certyfikacyjnych jak np. w przypadku lekkich samolotów komunikacyjnych Part 23.

Obranie odpowiedniej strategii i wybranie odpowiedniej grupy docelowych klientów ma wpływ nie tylko na sam produkt końcowy, ale także na kształt przedsiębiorstwa i jego codzienne funkcjonowanie. W przypadku firm produkujących podzespoły do certyfikowanych statków powietrznych przyjętym standardem jest posługiwanie się procesami zgodnymi z normą PN-EN ISO 9001, nie tylko w zakresie produkcji, ale także w zakresie projektowania oraz dokumentowania [65].

Analiza strategiczna pomaga wydajniej gospodarować kosztami w fazie badań i rozwoju nowego produktu. Ważne jest, aby czasochłonne i kosztowne testy przeprowadzać w odpowiedniej kolejności, np. przed wykonaniem testów niszczących ten sam prototyp można wykorzystać w testach wydajnościowych, itp.

9.3. Produkcja seryjna

Jeszcze przed rozpoczęciem produkcji należy rozpocząć wszelkie działania mające na celu pozyskanie klientów na oferowany w przyszłości produkt. Ponieważ w przemyśle lotniczym wdrożenie do produkcji nowego produktu jest czasochłonne i obarczone koniecznością przeprowadzenia kosztownego procesu certyfikacyjnego, często jedna firma nie jest w stanie pokryć kosztów i podjąć ryzyka całego przedsięwzięcia, dlatego też gotowy produkt tworzy się w kooperacji co najmniej kilku przedsiębiorstw. W przypadku zaproponowanego zespołu napędowego, główny producent, może odpowiadać za produkcję łopat wirnika i otunelowania, jednak silnik elektryczny i baterie dostarczane mogą być na ostatnim etapie montażu przez koproducenta.

Przy tak obranej strategii, producent silnika elektrycznego jest obecny przy pracach nad nowym produktem już na etapie analizy technicznej, a często nawet wcześniej. Oba zaangażowane przedsiębiorstwa mogą pracować oddzielnie bądź stworzyć spółkę celową do której oddelegują odpowiednią liczbę pracowników. Od obu koproducentów zależą finalne parametry produktu.

Proces wdrożenia nowego zespołu napędowego można podzielić na kilka etapów:

- Opracowanie projektu konstrukcyjnego,
- Opracowanie dokumentacji technicznej, technologicznej, kontroli jakości oraz instrukcji użytkownik i serwisowania produktu,
- Uzgodnienie z odpowiednim nadzorem programu wymaganych testów naziemnych i badań w locie – niezbędnych do uzyskania odpowiednich certyfikatów,
- Wyprodukowanie i przetestowanie uzgodnionej wcześniej liczby prototypów,
- Udokumentowanie wyników uzyskanych z testów i przedstawienie odpowiedniemu organowi nadzoru.
- Uzyskanie certyfikacji i rozpoczęcie sprzedaży.

10. DALSZE PRACE

W pracy ograniczono się do zbadania wpływu osiowego położenia szczelin w otunelowaniu na generowany ciąg otunelowanego zespołu napędowego. Analizę to przeprowadzono dla kilku wybranych kątów natarcia otunelowania. Zaproponowana konstrukcja wentylatora pozwala jednak na zastosowanie szeregu technologii, które z wielu względów (przeważnie wytrzymałościowych) nie są możliwe do zastosowania w klasycznych wentylatorach czy śmigłach otwartych.

Poniżej zaprezentowano listę nowych technologii możliwych do zastosowania w zaproponowanym w niniejszej pracy wentylatorze. Przedstawione technologie nie są tematem badań niniejszej pracy, jednak dokładana analiza przedstawionych zagadnień wydaje się jej naturalnym rozwinięciem.

Uważa, że dalsze badania potencjalnie korzystnych technologii powinny zawierać:

1. badania związane z wyeliminowaniem obudowy piasty,
2. badania związane z kształtem szczelin między wirnikiem a statycznym fragmentem otunelowania,
3. badania związane z niedostępnymi wcześniej profilami lotniczymi.

10.1. Wyeliminowanie obudowy piasty

W klasycznych konstrukcjach wentylatorów silnik umieszczony jest w centralnie, w osi wirnika. W celu ograniczenia sił oporu piasty silnika obudowana jest profilem aerodynamicznym. Zaproponowana w pracy konstrukcja wentylatora pozwala na łożyskowanie wirnika na zewnętrznej średnicy, przez co obudowa piasty staje się niepotrzebna.

Wyeliminowanie piasty pozwala nie tylko ograniczyć siły oporu wynikające z tarcia powietrza na powierzchni obudowy, ale także pozwala na optymalizację profilu lotniczego łopaty wirnika w obszarze małych wartości promienia tego wirnika. Optymalizacja taka możliwa jest także z tego powodu, że łopaty utwierdzone są na zewnętrznej średnicy, przez co grubość profilu lotniczego nie musi być duża w badanym obszarze małych wartości promienia łopaty. W klasycznych wirnikach u podstawy łopaty stosuje się grube profile lotnicze z powodów wytrzymałościowych, co zwiększa siły oporu.

10.2. Kształt szczelin

W pracy skupiono się na położeniu szczelin w otunelowaniu, jednak równie istotne może okazać się ukształtowanie tych szczelin. Analizowane modele posiadają szczeliny wycięte pod kątem około 90° do powierzchni otunelowania.

W zależności od przeznaczenia zespołu napędowego może okazać się, że szczeliny wycięte pod innym kątem do powierzchni otunelowania mogą okazać się efektywniejsze.

10.3. Cienkie profile lotnicze wirnika

W klasycznych konstrukcjach wentylatorów, końce łopat wirnika nie mogą być zbyt cienkie z powodów wytrzymałościowych, np. drgań. W zaproponowanej konstrukcji, profil lotniczy może być cieńszy, przez co możliwe jest zastosowanie nadkrytycznych profili lotniczych umożliwiających operowanie przy większych prędkościach obrotowych wirnika, dla których zewnętrzna średnica wirnika przekracza prędkość dźwięku. Przy mniejszych prędkościach obrotowych cieńszy profil lotniczy pozwala także ograniczyć hałas.

BIBLIOGRAFIA

1. <https://www.nasa.gov/langley/ten-engine-electric-plane-completes-successful-flight-test>, dostęp: 21.03.2021.
2. Eichenberg, D. J., Gallo, C. A., Solano, P. A., Development of 32-inch diameter Levitated Ducted Fan Conceptual Design, NASA/TM-2006-214481, Glenn Research Centre, Cleaveland, Grudzień 2016.
3. Hovey, R. W., Ducted fan for light aircraft, Zenith Aviation Books, 1972.
4. Thurston, S., Amsler, R. C., Review of marine propellers and ducted propeller propulsive devices, Journal of Aircraft, Vol. 3, Maj-Czerwiec, 1966.
5. Nozzle around boat propeller adds to powers, Popular Mechanics, Wrzesień 1937.
6. Mendenhall, M. R., Spangler, S. B., Theoretical study of ducted fan performance, NASA CR-1494, Styczeń 1970.
7. Mendenhall, M. R., Spangler, S. B., Theoretical study of ducted fan performance, NASA CR-1495, Styczeń 1970.
8. Gray, R. B., Wright, T., A vortex wake model for optimum heavily loaded ducted fans, Journal of Aircraft, Vol 7, Marzec-Kwiecień 1970.
9. Hiller Aviation Museum, www.hiller.org/event/flying-platform/
10. Piasecki Aircraft Corporation, www.piasecki.com, dostęp: 21.03.2021
11. Harding, S., U.S. Army Aircraft Since 1947, Airlife Publishing Ltd., Shrewsbury, UK, 1990, ISBN 1-85310-102-8.
12. <https://vertipedia.vtol.org/aircraft/getAircraft/aircraftID/374>, dostęp: 21.03.2021
13. VTOL craft has features of airplane and helicopter, Popular Mechanics, Grudzień 1959.
14. <https://gallery.vtol.org/image/GdfDI>, dostęp: 21.03.2021
15. Bell-X22A: Analysis of a VTOL research vehicle, Flight International, 23 Marzec 1967, str. 445.
16. <https://www.boeing.com/defense/v-22-osprey/>, dostęp: 21.03.2021.
17. Taylor, Michael J. H. (1989). Jane's Encyclopedia of Aviation. London: Studio Editions. p. 33.
18. https://fraser.aerotechnologycompany.com/Rohr_2-175_Fan_Jet.html, dostęp: 21.03.2021.

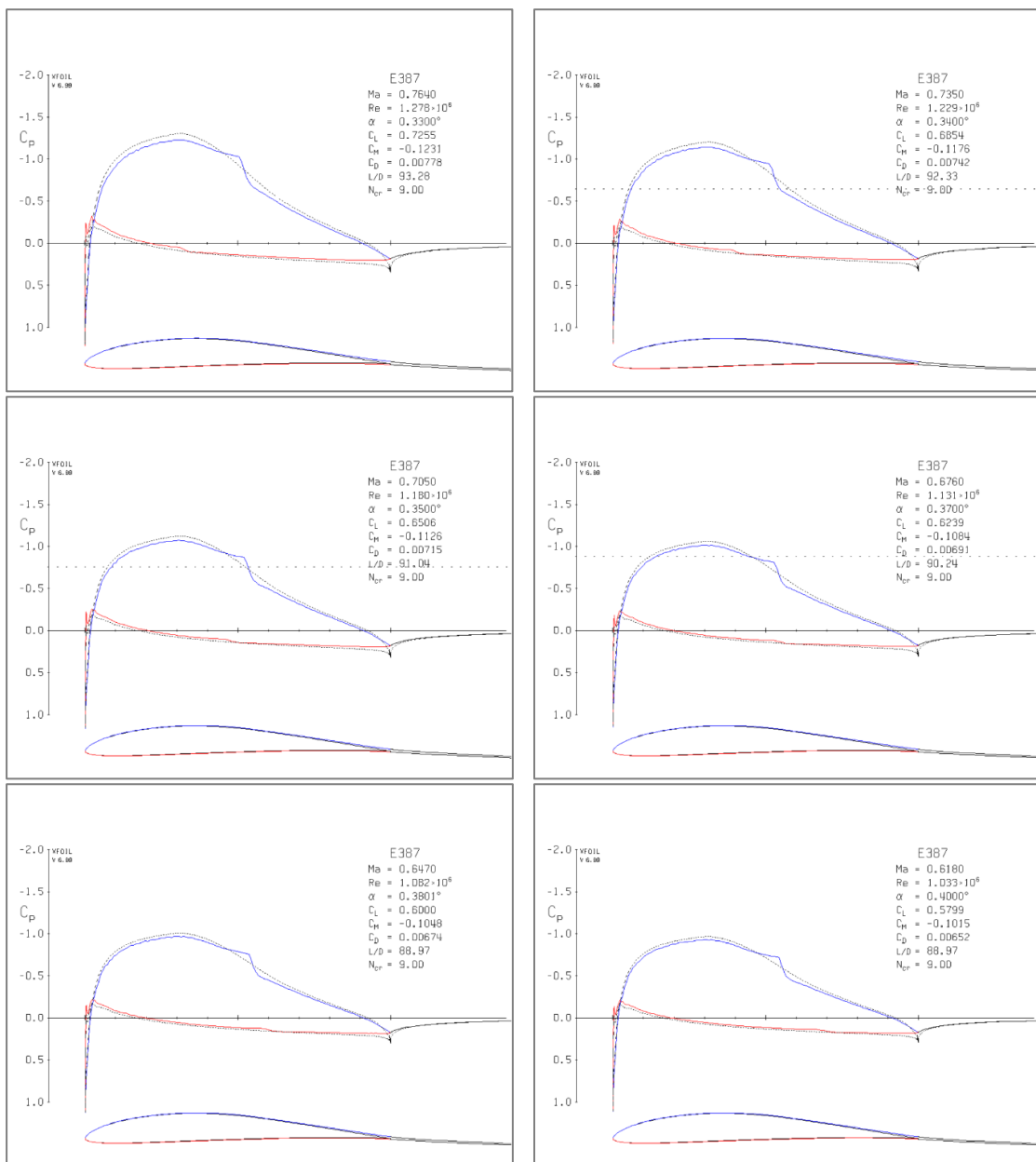
19. Optica, www.optica.co.uk, dostęp: 21.03.2021
20. Martin Jetpack, www.martinjetpack.com, dostęp: 21.03.2021
21. <https://www.flightglobal.com/long-discarded-vtol-concepts-revived-in-unmanned-systems/95617.article>, dostęp: 21.03.2021
22. <https://www.airmule.com/urban-aeronautics-airmule/>, dostęp: 21.03.2021
23. <https://evtol.news/agustawestland-project-zero/>, dostęp: 21.03.2021
24. Perry, D., Singapore: Project Zero tiltrotor to gain diesel engine, Flight International, 16 Luty 2016.
25. Airbus, www.airbus.com, dostęp: 21.03.2021
26. Zunum, www.zunum.com, dostęp: 21.03.2021
27. Revision of airworthiness standards for normal, utility, aerobatic, and commuter category airplanes, RIN 2120-AK65, Federal Aviation Administration, Department of Transportation
28. <https://terrafugia.com/who-we-are/tf-x/>, dostęp: 21.03.2021
29. Gunston, Bill (2015). Jane's All the World's Aircraft : development & production : 2015-16. IHS Global. pp. 410–11. ISBN 978-0-7106-3135-0.
30. CityAirbus demonstrator passes major propulsion testing milestone, www.airbus.com, dostęp: 21.03.2021.
31. Pop.Up: seamless urban mobility, www.airbus.com, dostęp: 21.03.2021.
32. Airvinci, www.airvinci.com, dostęp: 21.03.2021.
33. Lilium GmbH, www.lilium.com, dostęp: 21.03.2021.
34. LEAPTech to demonstrate electric propulsion technologies, www.nasa.gov, dostęp: 21.03.2021.
35. Froude, R. E., On the part played in propulsion by differences of fluid pressure, Transactions of the Institute of Naval Architects, Vol. 30, 1889, str. 390-405.
36. Rankine, W. J. M., On the mechanical principles of the action of propellers, Transaction of the Institute of Naval Architects, Vol. 6, 1865, str. 13-39.
37. Betz, A., Das maximum der theoretisch moglichen ausnutzung des windes durch windmotoren, Zeitschrift fur das gesamte turbinenwesen 26, 1920, str. 307-309.

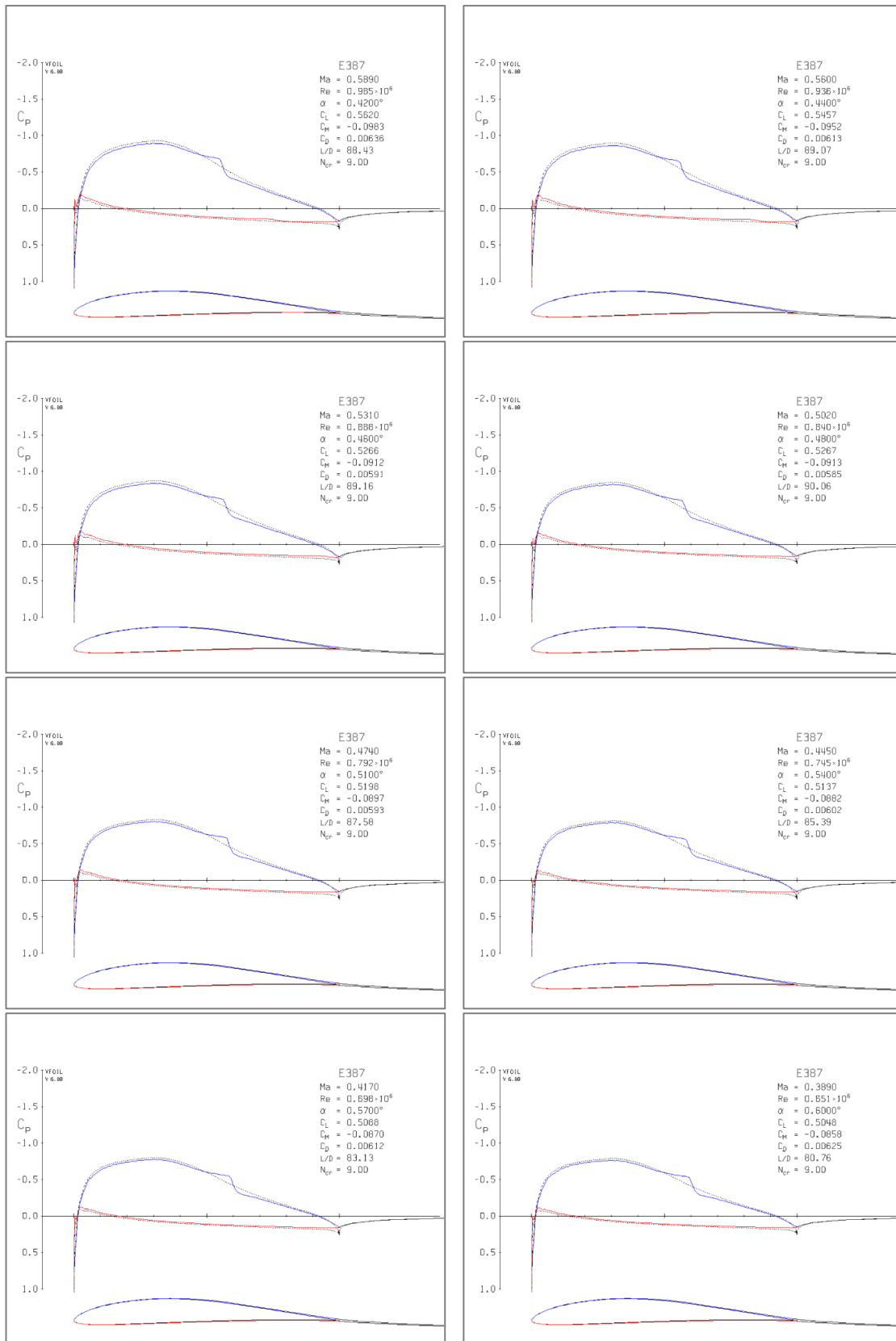
38. Strzelczyk, P., Wybrane zagadnienia aerodynamiki śmigieł, Oficyna wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów, 2011, str. 79.
39. Jonkman, J. M., Modeling of the UAE Wind Turbine for Refinement of FAST_AD, NREL Technical Report [NREL/TP-500-34755], 2003.
40. Drzewiecki, S., Theorie generale de l'helice, Gauthier-Villars et cie, Paryż, 1920.
41. Glauert, H., Aerodynamic Theory, Vol. IV, Div. L, rozdz. Airplane Propellers, Julius Springer, Berlin, 1935, str. 169-269.
42. Wald, Q. R., The distribution of circulation on propellers with finite hubs, ASME paper 64-WA/UNT-4, Winter Annual Meeting, Nowy Jork, 1964.
43. Betz, A., Schraubenpropeller mit geringstem energieverlust, Nachrichten von der gesellschaft der wissenschaften zu G'ottingen, Mathematisch-Physikalische Klasse, 1919, str. 193-217.
44. Hand, M., Simms, D., Findersh, L., Jager, D., Cotrell, J., Schreck, S., Larwood, S., Unsteady aerodynamics experiment phase VI: Wind tunnel test configurations and available data campaigns, Technical Report NREL/TP-500-29955, NREL, Grudzień 2001.
45. Alfredsson, P., Dahlberg, J. A., A preliminary wind tunnel study of windmill wake dispersion in various flow conditions, Technical Note AU-1499, part 7, FFA, Sztokholm, Wrzesień 1979.
46. Znderson, J., Fundamentals of Aerodynamics, Mcgraw-Hills, Nowy Jork 2010.
47. Adkins, C. N., Liebeck, R. H., Design of optimum propellers, Journal of Propulsion and power, Vol. 10, No. 5, 1994, str. 676-682.
48. Prandtl, A., Betz, A., Vier Abhandlungen zur hydrodynamik und aerodynamic, Gottingen, 1927.
49. McCormick, Jr. B. W., Aerodynamics of V/STOL flight, Dover, Mineola, Nowy Jork, 1999.
50. Goldstein, S., On the vortex theory of screw propellers, proceedings of the Royal Society of London, Series A, Containing papers of a mathematical and physical character, Vol. 123, No. 792, 1929, str. 193-217.
51. Glauert, H., Aerodynamics Theory, Vol. IV, Div. L, Rozdział: Airplane propellers, Julius Springer, Berlin, 1935, str. 169-269.
52. Larrabee, E. E., Practical design of minimum induced loss propellers, SAE Technical Paper 790585, Society of automotive engineers, 1979.
53. Adkins, C. N., Liebeck, R. H., Design of optimum propellers, Journal of propulsion and power, Vol. 10, No. 5, Wrzesień-Październik, 1994, str. 676-682.

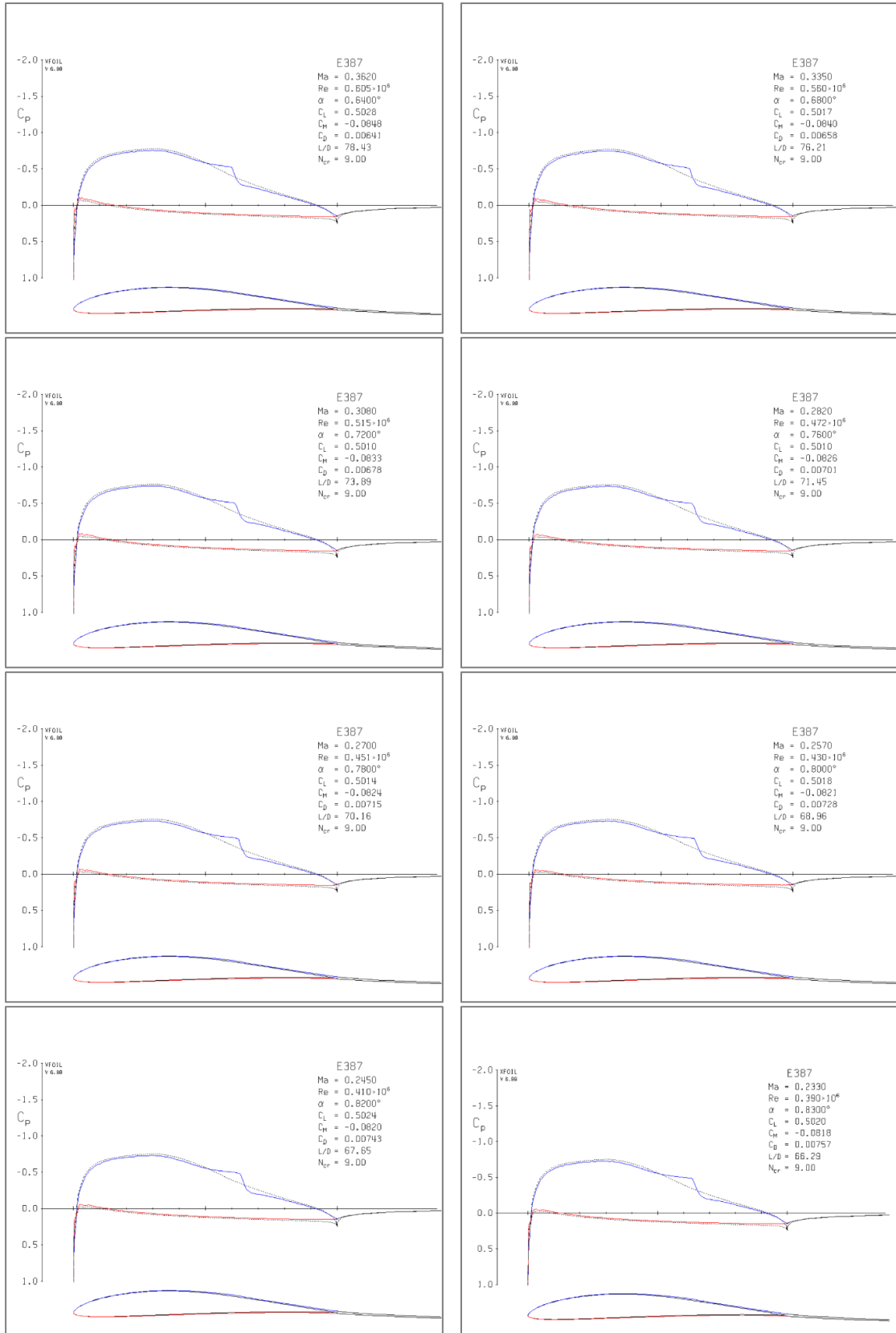
54. Theodorsen, T., The theory of propellers, NACA Report 775, 1944.
55. Lewis, R. I., Turbomachinery performance analysis, Wiley, Nowy Jork, 1996.
56. Bukowski, J., Łucjanek, W., Napęd śmigłowy. Teoria i konstrukcja, Wydawnictwo ministerstwa obrony narodowej, Warszawa, 1984.
57. Kenyo, T., Nagamori, S., Permanent Magnet and Brushless DC Motor, Oxford University Press, 1985.
58. Szafran, K., Michalczyk, M., Wybrane zagadnienia projektowania lekkich samolotów sportowych w aspekcie światowych przepisów lotniczych, Prace Instytutu Lotnictwa, Nr 2(243), s. 142-153, Warszawa 2016.
59. Jackson, P. A., Jane's All the World's Aircraft: development & production: 2014-15, HIS Global, str. 335
60. XFOIL, <https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil>, 09/05/2020
61. A. J. Chorin, Numerical solution of navier-stokes equations, Mathematics of computation, 22, str. 745-762, 1968.
62. M. T. Landahl, E. Mollo-Christenses, Turbulence and Random Processes in Fluid Mechanics, Cambridge University Press, str. 10.
63. W. K. George, Lectures in Turbulence for the 21st Century, Department of Thermo and Fluid Engineering, Chalmers University of Technology, Goteborg, Szwecja, 2005, str. 64.
64. P. Ruchała, K. Szafran, Praktyczne aspekty zastosowania otunelowanych śmigieł pchających, Prace Instytutu Lotnictwa, Nr 3 (244) s. 257-266, Warszawa, 2016
65. PN-EN ISO 9001:2015-10, Systemy zarządzania jakością – Wymagania, Polski Komitet Normalizacyjny.
66. K. Yousefi, A. Razeghi, Determination of the Critical Reynolds Number for Flow over Symmetric NACA Airfoils, 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, 8-12 January 2018, Kissimmee, Floryda.

ZAŁĄCZNIK A

Charakterystyki aerodynamiczne poszczególnych przekrojów łopaty wirnika uzyskane za pomocą kodu komputerowego XFOIL.







SPIS RYSUNKÓW I ILUSTRACJI

RYS. 1. NASA-GL-10 (Z LEWEJ) ORAZ JOBY S2 (Z PRAWEJ) [1]	12
RYS. 2. KONCEPCJA 32-CALOWEGO WENTYLATORA LDF [2]	12
RYS. 3. HILLER VZ-1 PAWNEE (Z LEWEJ) [9] ORAZ PIASECKI AIRGEEP II (Z PRAWEJ) [10]	13
RYS. 4. DOAK VZ-4 [12]	14
RYS. 5. SAMOŁOT VANGUARD 2C OMNIPLANE [13]	15
RYS. 6. ŚMIGŁOWIEC EKSPERYMENTALNY PIASECKI 16H-1 PATHFINDER [14]	16
RYS. 7. OPTYMALNY PROFIL MISJI DLA STARTU I LĄDOWANIA SAMOŁOTU BELL X-22 [15]	16
RYS. 8. BELL X-22 (Z LEWEJ) [15] ORAZ BELL-BOEING V-22 OSPRAY (Z PRAWEJ) [16]	17
RYS. 9. SAMOŁOT NORD AVIATION N500 CADET [17]	18
RYS. 10. SAMOŁOT ROHR 2-175 (71X) W TRZECH RZUTACH [18]	18
RYS. 11. PILOT DOŚWIADCZALNY DON WESTERGREN W SAMOLOCIE ROHR 2-175 [18]	19
RYS. 12. SAMOŁOT EDGLEY OPTICA [19]	21
RYS. 13. MARTIN JETPACK [20]	22
RYS. 14. SAMOŁOT BEZZAŁOGOWY AMERICAN DYNAMICS AD-150 [21]	23
RYS. 15. SAMOŁOT BEZZAŁOGOWY URBAN AERONAUTICS AIRMULE VTOL [22]	24
RYS. 16. SAMOŁOT ELEKTRYCZNY AGUSTAWESTLAND PROJECT ZERO [23]	24
RYS. 17. SAMOŁOT EADS AIRBUS VOLT AIR [25]	25
RYS. 18. SAMOŁOT ZUNUM AERO [26]	27
RYS. 19. SAMOŁOT TERRAFUGIA TF-X [28]	28
RYS. 20. SAMOŁOT AIRBUS E-FAN [29]	29
RYS. 21. KONCEPCYJNY SAMOŁOT VTOL AIRBUS CITYAIRBUS [30]	30
RYS. 22. MIASTA LONDYN (Z LEWEJ) ORAZ NOWY JORK (Z PRAWEJ) Z ZAZNACZONYM OBSZAREM O PROMIENIU 25 KM.	30
RYS. 23. KONCEPCJA TRANSPORTU MIEJSKIEGO AIRBUS POP.UP [31]	31
RYS. 24. ŚMIGŁOWIEC AIRVINCI [32]	32
RYS. 25. SAMOŁOT ELEKTRYCZNY LILIUM JET [33]	33
RYS. 26. SCHEMAT PRZEPŁYWU PRZESZCZĄDZAJĄCY, ZGODNY Z TEORIĄ STRUMIENIOWĄ [56]	35
RYS. 27. WSPÓŁCZYNNIK CIĄGU CF I MOCY CN W FUNKCJI BEZWYMIAROWEJ OSIOWEJ PRĘDKOŚCI INDUKOWANEJ a	38
RYS. 28. WSPÓŁCZYNNIK CIĄGU CF W FUNKCJI BEZWYMIAROWEJ OSIOWEJ PRĘDKOŚCI INDUKOWANEJ a	39
RYS. 29. SCHEMAT ZAWIROWANIA STRUGI POWIETRZA INDUKOWANEJ PRZESZCZĄDZAJĄCY	40
RYS. 30. ROZKŁAD SIŁ NA PROFILU LOTNICZYM, ZGODNIE Z TEORIĄ ELEMENTU ŁOPATY	41
RYS. 31. WIZUALIZACJA WIRU WIERZCHOŁKOWEGO 2-ŁOPATOWEGO ŚMIGŁA. (A) – [44], (B) – [45]	44
RYS. 32. ROZKŁAD CYRKULACJI WZDŁUŻ NITKI WIROWEJ REPREZENTUJĄCEJ ŁOPATĘ ŚMIGŁA	44
RYS. 33. SCHEMAT PRĘDKOŚCI POWIETRZA DALEKO W ŚLADZIE ZA ŚMIGŁEM	46
RYS. 34. PRĘDKOŚĆ PRZEMIESZCZENIA W ŚLADZIE AERODYNAMICZNYM ŚMIGŁA [47]	47
RYS. 35. MODEL WIRÓW SWOBODNYCH WG PRANDTL'A	48
RYS. 36. ROZKŁAD CYRKULACJI W FUNKCJI PRĘDKOŚCI OBROTOWEJ DLA 2-ŁOPATOWEGO ŚMIGŁA WG GOLDSTEINA I PRANDTL'A. LINIA CIĄGŁA: ROZKŁAD GOLDSTEINA, LINIA PRZERYWANA: ROZKŁAD PRANDTL'A [50]	49
RYS. 37. ROZKŁAD CYRKULACJI W FUNKCJI PRĘDKOŚCI OBROTOWEJ DLA DWU ORAZ CZTEROŁOPATOWEGO ŚMIGŁA. LINIA CIĄGŁA: ROZKŁAD GOLDSTEINA, LINIA PRZERYWANA: ROZKŁAD PRANDTL'A [50]	50
RYS. 38. SCHEMAT PRZEPŁYWU PRZESZCZĄDZAJĄCY PRZESZCZĄDZAJĄCY [38]	51
RYS. 39. PIERŚCIEŃ OPÓŹNIAJĄCY (A) I PIERŚCIEŃ PRZYSPIESZAJĄCY (B) [38]	52
RYS. 40. SPRAWNOŚĆ ŚMIGŁA OBUDOWANEGO W FUNKCJI WSPÓŁCZYNNIKA SIŁY CIĄGU [38]	53
RYS. 41. WYKRES FUNKCJI OPORU PIERŚCIEŃ [38]	53
RYS. 42. KONSTRUKCJA ELEKTRYCZNEGO WENTYLATORA	57
RYS. 43. PRZEKRÓJ POPRZECZNY ELEKTRYCZNEGO WENTYLATORA	58
RYS. 44. WENTYLATOR AIRBUS E-FAN [29]	60

RYS. 45. WAŁ NAPĘDOWY WENTYLATORA	60
RYS. 46. PRZYKŁADOWA KONSTRUKCJA NAPĘDU WENTYLATORA.....	61
RYS. 47. ILUSTRACJA WEWNĘTRZNEJ OBRĘCZY ŚMIGŁA	62
RYS. 48. CHARAKTERYSTYKI GEOMETRYCZNE PRZĘKROJU ŁOPATY ŚMIGŁA	64
RYS. 49. ROZKŁAD WSP. CIŚNIENIA ORAZ CHARAKTERYSTYKI AERODYNAMICZNE PROFILU WIRNIKA (XFOIL).....	67
RYS. 50. WYKRES WSP. SIŁY NOŚNEJ	68
RYS. 51. WYKRES WZGLĘDNEGO OPORU PROFILOWEGO W FUNKCJI SIŁY NOŚNEJ	68
RYS. 52. POCHODNA CIĄGU PO PROMIENIU W FUNKCJI PROMIENIA WIRNIKA.	70
RYS. 53. WSP. PRANDTL'A W FUNKCJI PROMIENIA ŁOPATY WIRNIKA	70
RYS. 54. POCHODNA CIĄGU PO PROMIENIU W FUNKCJI PROMIENIA WIRNIKA PO UWZGLĘDNIENIU WSP. PRANDTL'A	71
RYS. 55. GEOMETRIA OTUNELOWANIA.....	72
RYS. 56. GEOMETRIA OTUNELOWANIA (KĄT NATARCIA OTUNELOWANIA $\alpha = -10^\circ$).....	73
RYS. 57. GEOMETRIA OTUNELOWANIA (KĄT NATARCIA OTUNELOWANIA $\alpha = 10^\circ$).....	73
RYS. 58. OBUDOWA PIASTY WIRNIKA.....	74
RYS. 59. ALGORYTMY ROZWIĄZUJĄCE UKŁAD RÓWNAŃ PRZEPŁYWU MODELU OPARTEGO NA CIŚNIENIU	75
RYS. 60. ALGORYTM ROZWIĄZUJĄCY UKŁAD RÓWNAŃ PRZEPŁYWU OPARTEGO NA GĘSTOŚCI	76
RYS. 61. SCHEMAT TRANSPORTU ENERGII W PRZEPŁYWIE TURBULENTNYM.....	79
RYS. 62. MODELE TURBULENCJI DOSTĘPNE W PROGRAMIE ANSYS FLUENT	81
RYS. 63. WARSTWA PRZYŚCIENNA	82
RYS. 64. EKSPERYMENTALNA WERYFIKACJA PRĘDKOŚCI I WYSOKOŚCI TRZECH SKŁADOWYCH WARSTWY PRZYŚCIENNEJ.....	83
RYS. 65. PRZEDSTAWIENIE FUNKCJI OPISUJĄCYCH PRZEPŁYW W WARSTWIE PRZYŚCIENNEJ	84
RYS. 66. DWA PODEJŚCIA WYZNACZENIA PARAMETRÓW PRZEPŁYWU W WARSTWIE PRZYŚCIENNEJ.....	85
RYS. 67. DOMENA MODELU 3-D.....	87
RYS. 68. DOMENA MODELU 3-D Z ZAZNACZONĄ STREFĄ OBROTOWĄ	88
RYS. 69. WARUNEK BRZEGOWY TYPU <i>VELOCITY INLET</i>	88
RYS. 70. WARUNEK BRZEGOWY TYPU <i>PRESSURE OUTLET</i>	88
RYS. 71. WARUNEK BRZEGOWY TYPU <i>INTERFACE</i>	89
RYS. 72. DOMENA MODELU 2-D.....	90
RYS. 73. PRZYKŁADOWY MODEL 2-D	91
RYS. 74. GĘSTOŚĆ SIATKI MODELU 3-D	94
RYS. 75. WSPÓŁCZYNNIK γ + NA POWIERZCHNI ŁOPATY ŚMIGŁA.....	95
RYS. 76. ROZKŁAD CIŚNIENIA	95
RYS. 77. ROZKŁAD PRĘDKOŚCI MERIDIONALNEJ.....	95
RYS. 78. KSZTAŁT WIRU KOŃCÓWKI ŁOPATY ŚMIGŁA W WARUNKACH STATYCZNYCH	96
RYS. 79. UMIEJSCOWIENIE ŚMIGŁA W OTUNELOWANIU	96
RYS. 80. WSPÓŁCZYNNIK γ + NA POWIERZCHNI OTUNELOWANIA.....	97
RYS. 81. ROZKŁAD CIŚNIENIA	98
RYS. 82. ROZKŁAD PRĘDKOŚCI MERIDIONALNEJ.....	98
RYS. 83. POLE WEKTORA PRĘDKOŚCI W OKOLICY WIERZCHOŁKA ŁOPATY WIRNIKA	99
RYS. 84. KSZTAŁT WIRU KOŃCÓWKI ŁOPATY WENTYLATORA W WARUNKACH STATYCZNYCH.....	99
RYS. 85. UMIEJSCOWIENIE SZCZELIN W OTUNELOWANIU.....	100
RYS. 86. WSPÓŁCZYNNIK CIĄGU ORAZ MOMENTU W FUNKCJI PRĘDKOŚCI LOTU	101
RYS. 87. SPRAWNOŚĆ UKŁADU NAPĘDOWEGO W FUNKCJI PRĘDKOŚCI LOTU	102
RYS. 88. UPROSZCZONY MODEL WEWNĘTRZNEGO ŁOŻYSKOWANIA WIRNIKA	103
RYS. 89. ROZKŁAD CIŚNIENIA	103
RYS. 90. ROZKŁAD PRĘDKOŚCI MERIDIONALNEJ.....	103
RYS. 91. POLE WEKTORA PRĘDKOŚCI W OKOLICY WIERZCHOŁKA ŁOPATY WIRNIKA	104
RYS. 92. PORÓWNIANIE KSZTAŁTU WIRU KOŃCÓWKI ŁOPATY WENTYLATORA W WARUNKACH STATYCZNYCH	104
RYS. 93. KSZTAŁT WIRU WIERZCHOŁKOWEGO ZMODYFIKOWANEGO WENTYLATORA	105
RYS. 94. ROZKŁAD CIŚNIENIA W DISKU ROBOCZYM WIRNIKA (Z PRAWEJ – UŚREDNIONY MODEL 2D, Z LEWEJ – MODEL 3D).....	106

RYS. 95. UMIEJSCOWIENIE POWIERZCHNI ORAZ LINII KONTROLNYCH NA MODELU 3D	106
RYS. 96. OKNO EDYTOWALNE WARUNKU BRZEGOWEGO TYPU <i>VELOCITY INLET</i>	109
RYS. 97. RÓŻNICA W UZYSKANEJ SIŁE CIĄGU MIĘDZY MODELAMI 2D ORAZ 3D	111
RYS. 98. ROZMIESZCZENIE SZCZELIN DWUWYMIAROWYCH MODELI CDF	112
RYS. 99. PORÓWNANIE PARAMETRÓW MODELU 2D ORAZ 3D	113
RYS. 100. CIĄG GENEROWANY PRZEZ WIRNIK MODELU 2D ORAZ 3D W FUNKCJI PRĘDKOŚCI PRZELOTOWEJ	114
RYS. 101. WPŁYW POŁOŻENIA SZCZELIN NA SIŁĘ CIĄGU UZYSKANĄ NA POWIERZCHNI OTUNELOWANIA	115
RYS. 102. ROZKŁAD CIŚNIENIA DLA WSZYSTKICH BADANYCH PRZEPADKÓW POŁOŻENIA SZCZELIN	116
RYS. 103. ROZKŁAD PRĘDKOŚCI OSIOWEJ W OKOLICY SZCZELINY PRZED WIRNIKIEM	117
RYS. 104. ROZKŁAD PRĘDKOŚCI OSIOWEJ W OKOLICY SZCZELINY ZA WIRNIKIEM	119
RYS. 105. WPŁYW POŁOŻENIA SZCZELIN NA SIŁĘ CIĄGU ZESPOŁU NAPEĐOWEGO	119
RYS. 106. WPŁYW KĄTA NATARCIA OTUNELOWANIA NA KSZTAŁT DYSZY	120
RYS. 107. WPŁYW KĄTA NATARCIA OTUNELOWANIA NA WARTOŚĆ CIĄGU GENEROWANEGO PRZEZ WIRNIK PRZY PRĘDKOŚCI 1 [m/s]	121
RYS. 108. ŚWIATŁO SZCZELINY PRZED WIRNIKIEM	121
RYS. 109. WPŁYW KĄTA NATARCIA OTUNELOWANIA NA WARTOŚĆ SIŁY CIĄGU UZYSKANEJ NA POWIERZCHNI OTUNELOWANIA PRZY PRĘDKOŚCI 1 [m/s]	122
RYS. 110. WPŁYW KĄTA NATARCIA OTUNELOWANIA NA WARTOŚĆ SIŁY CIĄGU ZESPOŁU NAPEĐOWEGO PRZY PRĘDKOŚCI 1 [m/s]	123
RYS. 111. WPŁYW KĄTA NATARCIA OTUNELOWANIA NA WARTOŚĆ SIŁY CIĄGU ZESPOŁU NAPEĐOWEGO	124
RYS. 112. GEOMETRIA ANALIZOWANEGO WENTYLATORA	125
RYS. 113. WSPÓŁCZYNNIK γ + NA POWIERZCHNI OTUNELOWANIA	126
RYS. 114. PORÓWNANIE PARAMETRÓW MODELU 2D ORAZ 3D	126
RYS. 115. KSZTAŁT WIRU ZAŚMIGŁOWEGO [64]	129

SPIS TABEL

TABELA 1. POWIERZCHNIE KONTROLNE ŚMIGŁA.	36
TABELA 2. CHARAKTERYSTYKA SAMOLOTU AIRBUS E-FAN [59].....	58
TABELA 3. CHARAKTERYSTYKI LOTNE SAMOLOTU AIRBUS E-FAN [59].....	59
TABELA 4. PARAMETRY KONSTRUKCYJNE BADANEGO WENTYLATORA	59
TABELA 5. PARAMETRY KONSTRUKCYJNE BADANEGO WIRNIKA	63
TABELA 6. KĄTY NASTAWIENIA ŁOPATY ŚMIGŁA	65
TABELA 7. WSPÓŁCZYNNIK SIŁY NOŚNEJ ORAZ WZGLĘDNY OPÓR INDUKOWANY.....	69
TABELA 8. OSIĄGI WIRNIKA.....	71
TABELA 9. PARAMETRY WARUNKÓW BRZEGOWYCH TYPU <i>INTERFACE</i>	89
TABELA 10. PARAMETRY MODELU SST $k - \omega$ UŻYTE W ANALIZIE	90
TABELA 11. CHARAKTERYSTYKA ŚMIGŁA	93
TABELA 12. CHARAKTERYSTYKA WENTYLATORA	97
TABELA 13. SPRAWNOŚĆ WENTYLATORA	98
TABELA 14. CHARAKTERYSTYKA WENTYLATORA Z ODSUNIĘTYMI SZCZELINAMI	100
TABELA 15. SPRAWNOŚĆ WENTYLATORA Z ODSUNIĘTYMI SZCZELINAMI.....	102
TABELA 16. RÓŻNICA CIŚNIEŃ NA POWIERZCHNIACH KONTROLNYCH MODELU 3D DLA PRĘDKOŚCI NAPŁYWAJĄCYCH STRUG RÓWNEJ 1 [m/s]	107
TABELA 17. ŚREDNIA PRĘDKOŚĆ OBWODOWA MODELU 3D DLA PRĘDKOŚCI NAPŁYWAJĄCYCH STRUG RÓWNEJ 1 [m/s]	108
TABELA 18. PARAMETRY WEJŚCIOWE ANALIZ 2D	109
TABELA 19. RÓŻNICA W UZYSKANEJ SIŁE CIĄGU MIĘDZY MODELAMI 2D ORAZ 3D.....	110
TABELA 20. OPIS POŁOŻENIA SZCZELIN MODELI 2D.....	111
TABELA 21. PORÓWNANIE PARAMETRÓW NA POWIERZCHNIACH KONTROLNYCH MODELU 2D ORAZ 3D	113
TABELA 22. PORÓWNANIE PARAMETRÓW NA POWIERZCHNIACH KONTROLNYCH 2D ORAZ 3D	127