

POLITECHNIKA WARSZAWSKA

# Rozprawa

---

# doktorska

Inżynieria mechaniczna

Dziedzina nauk inżynieryjno-technicznych

mgr inż.

**Maciej Cichocki**

Badania nad identyfikacją parametrów lotu rakiety

poprzez pomiary pola ciśnienia na korpusie w czasie rzeczywistym

Promotor

dr hab. inż. **Jan Kindracki**, prof. uczelni

Promotor pomocniczy

dr inż. **Dariusz Sokołowski**

WARSZAWA 2025



## Streszczenie

Przedmiotem pracy jest analiza możliwości zastosowania pomiarów ciśnienia na korpusie rakiety do identyfikacji wybranych parametrów lotu. Spośród standardowo stosowanych w lotnictwie czujników nie znaleziono odpowiedniego dla zastosowania w obiektach poruszających się tak szerokich zakresach prędkości, kątów natarcia, ślizgu i na tak zmiennych wysokościach jak rakiety.

Głównym założeniem pracy jest możliwość odwzorowania istotnych z punktu widzenia optymalnego sterowania wartości kąta natarcia i ślizgu, a także prędkości lotu i ciśnienia barometrycznego. W celu udowodnienia tezy zaproponowano metodę pomiarów ciśnień w dyskretnych na korpusie i dobrano do niej odpowiedni schemat układu. Opracowano układ pomiarowy, który zainstalowano na pokładzie pocisku raketowego. Zbudowano pełną bazę rozkładu ciśnień na korpusie pocisku w oparciu o metody obliczeniowej mechaniki płynów, które następnie posłużyły do kalibracji pełnego zakresu lotu rakiety. Wykonano badania tunelowe na modelu nosa i części korpusu pocisku w naddźwiękowym reżimie prędkości, aby ocenić przydatność tych danych w procesie kalibracji oraz zweryfikować wyniki pól ciśnień otrzymanych z analiz numerycznych dla przepływu na dużych kątach natarcia. Rozwinięto algorytm obliczeniowy, właściwy wybranemu układowi punktów pomiarowych oraz zweryfikowano jego możliwości w odniesieniu do realnych scenariuszy użycia na pokładzie rakiety. W podsumowaniu uzyskanych rezultatów udowodniono prawidłowość przeprowadzonego procesu i uzyskanych wyników prac pośrednich. W badaniach w locie zmierzono punktowo pole ciśnień na korpusie pocisku, a następnie odwzorowano przebieg kątów toru lotu. Uzyskane wyniki bardzo dobrze odwzorowały oczekiwane rezultaty w porównaniu z danymi z sensora bezwładnościowego. Uzyskana średnia kwadratowa błędów (RMSE) wskazania opracowanego sensora podczas realizacji rzeczywistego scenariusza lotu wersją poddźwiękową rakiety wyniosła  $0,386^\circ$  dla kąta natarcia i  $0,313^\circ$  dla kąta ślizgu.

W pierwszym rozdziale przedstawiono motywację autora i kontekst pracy na tle czujników pomiarowych w pociskach raketowych. W rozdziale drugim zaprezentowano przegląd literatury, gdzie omówiono metody pomiarów stosowane w lotnictwie. Szczególny nacisk położono na układy typu FADS, które nie były stosowane dotychczas w technice raketowej. W wybranym przypadku użycia na rakiecie Wojskowego Instytutu Technicznego Uzbrojenia aplikacja bezpośrednia układu FADS prezentowanego w literaturze nie była

możliwa. Dalsza część pracy traktuje o możliwości jej dostosowania. W trzecim rozdziale postawiono tezę pracy i omówiono jej główne cele. W czwartym rozdziale omówiono metody badawcze, które wykorzystano do uzyskania wyników. Omówiono także sposób modelowania numerycznego CFD, badań tunelowych, a także konstrukcję, dobór układu pomiarowego i przedstawiono podwaliny do rozwoju algorytmu. Zwrócono uwagę na aspekty praktyczne prowadzonej badań i zauważone trudności w procesie konstrukcji, badań i kalibracji. Istotne dla autora rozprawy było to, aby wypracowany w pracy tok postępowania był możliwy do reprodukcji w jak najwyższym stopniu dla kolejnych rakiet, a rozprawa stanowiła także swoistą instrukcję wstępnego projektowania rakiet.

W rozdziale piątym zaprezentowano uzyskane wyniki prowadzonego procesu symulując przebiegi ciśnień w lotach naddźwiękowym i poddźwiękowym. Bardzo ważną częścią rozprawy było sprawdzenie działania układu w środowisku rzeczywistym. Dokonano tego na podstawie badań w locie rakiety poddźwiękowej z zainstalowanym czujnikiem. Przedstawiono odczyty, porównano z symulowanymi przebiegami i uzyskano wysoką zgodność wartości eksperymentalnych z danymi numerycznymi. Wpływ naturalnych częstotliwości, szumów i zakłóceń wprowadzanych na sensor na drodze od odczytu do zapisu przez cały tor komunikacji był istotnym testem dla stabilności pracy algorytmu.

W podsumowaniu omówiono uzyskane rezultaty i wskazano plany na przyszłość rozwoju systemu w Wojskowym Instytucie Technicznym Uzbrojenia.

**Słowa kluczowe:** czujnik pneumometryczny, dane o locie, badania tunelowe, technika raketowa

## Abstract

The subject of this thesis is the analysis of the possibility of applying pressure measurements on the rocket body to identify selected flight parameters. Among the sensors typically used in aviation, none were found suitable for application in objects moving within such wide ranges of velocities, angles of attack, sideslip angles, and such variable altitudes as rockets.

The main premise of the thesis is the ability to reproduce the values of angle of attack and sideslip, as well as flight velocity and barometric pressure, which are essential from the point of view of optimal control. To prove this thesis, a method of discrete pressure measurements on the rocket body was proposed, along with a suitable system layout. A measurement system was developed and installed onboard a missile. A complete database of pressure distribution on the missile body was built using computational fluid dynamics (CFD) methods, which were subsequently used to calibrate the full range of the missile's flight. Wind tunnel tests were conducted on a nose and body section model in the supersonic speed regime in order to assess the quality of these data in the calibration process and to verify the results of pressure fields obtained from numerical analyses for flows at high angles of attack. A computational algorithm tailored to the chosen set of measurement points was developed, and its capabilities were verified with respect to real usage scenarios onboard a missile. In the summary of the results, the validity of the process and the obtained intermediate results were proven.

During the flight tests, pressure fields on the missile body were measured at discrete points and then used to reconstruct the course of flight path angles. The obtained results reproduced the expected outcomes very well compared to data from the inertial sensor. The calculated root mean square error (RMSE) of the developed sensor's indications during a real subsonic missile flight scenario amounted to  $0.386^\circ$  for the angle of attack and  $0.313^\circ$  for the sideslip angle.

The first chapter presents the author's motivation and the context of the work against the background of measurement sensors used in missiles. The second chapter contains a literature review, where measurement methods used in aviation are discussed. Particular emphasis was placed on FADS-type systems, which had not previously been applied in missile technology. In the selected use case on a rocket of the Military Institute of Armament

Technology, the direct application of an FADS system described in the literature was not possible. The following part of the thesis discusses the possibility of adapting such a system. Chapter three presents the thesis and its main objectives. Chapter four describes the research methods used to obtain results. It also discusses numerical CFD modeling, wind tunnel testing, as well as the design and selection of the measurement system, and provides the foundations for algorithm development. Practical aspects of the conducted research and the difficulties encountered in the design, testing, and calibration processes are highlighted. For the author, it was important that the procedure developed in this work be as reproducible as possible for subsequent designs, and that the dissertation also serve as a kind of guide for the preliminary design of such systems.

In chapter five, the obtained results of the process are presented, simulating pressure distributions in supersonic and subsonic flight regimes. A very important part of the dissertation was to test the system in a real environment. This was achieved through subsonic missile flight tests with the installed sensor. The readings were presented, compared with simulated courses, and showed high consistency of experimental values with numerical data. The influence of natural frequencies, noise, and disturbances affecting the sensor along the entire communication path, from reading to recording, was an important test for the stability of the algorithm's operation.

In the conclusion, the obtained results are discussed, and future plans for the development of the system at the Military Institute of Armament Technology are indicated.

**Keywords:** pressure sensor, air data, wind tunnel testing, rocket technology

# Spis treści

1	Motywacja i kontekst pracy .....	9
2	Przegląd literatury .....	11
2.1.1	Rozwój techniki raketowej w Polsce .....	11
2.1.2	Sterowanie raketami w atmosferze .....	14
2.1.3	Kąt natarcia i zdolność manewrowa statku powietrznego .....	15
2.1.4	Metody pomiaru kątów orientacji przestrzennej w lotnictwie .....	20
2.2	Badana metoda - sensor pneumometryczny typu FADS.....	27
2.3	Potrzeba rynkowa i miejsce aplikacji.....	31
3	Teza pracy i główne cele .....	35
4	Metody badań.....	36
4.1	Modelowanie CFD .....	38
4.1.1	Siatka obliczeniowa.....	39
4.1.2	Model turbulencji .....	40
4.1.3	Ustawienia modułu obliczeniowego .....	42
4.1.4	Uruchomienie zadań obliczeniowych .....	44
4.1.5	Ekstrakcja wyników .....	46
4.2	Badania w tunelu aerodynamicznym .....	50
4.2.1	Tunel aerodynamiczny .....	50
4.2.2	Model do badań .....	51
4.2.3	Układ pomiarowy .....	55
4.2.4	Przygotowania i przebieg badań .....	57
4.3	Opis działania układu pomiarowego .....	60
4.3.1	Sensor .....	61
4.4	Przetwarzanie danych za pomocą algorytmów .....	68
5	Uzyskane rezultaty .....	77
5.1	Wyniki numeryczne analizy CFD .....	77
5.1.1	Tunel aerodynamiczny .....	86
5.2	Kalibracja modelu aerodynamicznego .....	90
5.3	Wyniki badań i symulacji systemu.....	99
5.3.1	Symulacje lotu i sensora.....	99
5.3.2	Symulacja działania w locie poddźwiękowym .....	101
5.3.3	Symulacja działania w locie naddźwiękowym.....	110

5.4	Działanie w środowisku rzeczywistym .....	113
6	Wnioski i podsumowanie.....	120
7	Bibliografia .....	126

# 1 Motywacja i kontekst pracy

W nowoczesnych systemach raketowych dokładny pomiar kąta natarcia jest niezbędny do zapewnienia stabilności lotu, manewrowości i precyzyjnego naprowadzania na cel. Sama inercyjna jednostka pomiarowa (IMU) nie jest w stanie wykonać wiarygodnych wyliczeń ze względu na błędy dryfu, niezdolność do pomiaru względnego przepływu powietrza, a także błędów wynikających z całkowania wektora przyspieszeń i prędkości. Dlatego powszechnie wykorzystywane w celach nawigacji IMU wymaga zewnętrznego źródła danych poprawkowych. Kąt natarcia ma bezpośredni wpływ na oddziaływanie sił na powierzchnie aerodynamiczne, a nieprawidłowe jego oszacowanie może prowadzić do zmniejszenia zasięgu lotu, pogorszenia manewrowości czy zwiększenia błędu trafienia. Fale uderzeniowe, turbulencja i separacja przepływu sprawiają, że fuzja sensorów w algorytmach sterowania ma kluczowe znaczenie. Podczas manewrów przy wysokim przeciążeniu pojawiające się efekty aerodynamiczne i wpływ zaburzeń z otaczającej atmosfery mogą zniekształcać wartości zmierzonych przyspieszeń pochodzące z IMU, co stwarza potrzebę połączenia czujników z pomiarami zewnętrznymi w celu minimalizacji błędów. Zakręty o wysokim przeciążeniu wymagają zatem precyzyjnego sprzężenia zwrotnego od orientacji rakiety, aby utrzymać stabilność i zapobiec przekroczeniu dozwolonej obwiedni charakterystyk aerodynamicznych systemu. Dokładne dane o kącie natarcia poprawiają trajektorię, minimalizując opór powietrza i maksymalizując wydajność energetyczną.

Metody pomiaru kąta natarcia dotychczas stosowane w lotnictwie nie są metodami optymalnymi dla raket. Bezwładność układów mechanicznych, wpływ zaburzeń opływu będących efektem turbulencji, mała częstotliwość próbkowania, duże rozmiary i masa tych układów są nie do zaakceptowania w nowoczesnych pociskach raketowych pracujących na granicy dostępnych lub dozwolonych parametrów. Rozwijane w Wojskowym Instytucie Technicznym Uzbrojenia poddźwiękowa i naddźwiękowa rakiet kierowana, kreują zapotrzebowanie na całkowicie nowy system pomiarowy pozbawiony wymienionych wad. W przypadku autonomicznego lotu, gdzie przeciążenia i prędkości są znaczące, dla układów sterowania istotne staje się dokładne wskazanie kąta natarcia pocisku raketowego w celu optymalizacji toru lotu. Niniejsza praca doktorska ma na celu odpowiedź na pytanie czy wykorzystanie pomiaru pola ciśnienia na jej korpusie do tego celu będzie odpowiednim podejściem dla raket. Rozwiązanie problemu musi być możliwe do wdrożenia w skali małoseryjnej produkcji, być ekonomiczne pod kątem kosztów wykonania i fizycznie spełniać

swoją funkcjonalność. W zamyśle umożliwi wskazanie dokładnej wartości kąta natarcia na potrzeby wykonywania manewrów przy wysokich jego wartościach w terminalnych fazach naprowadzania. Będzie przydatne do rekonstrukcji toru lotu, wsparcia nawigacji i optymalnego sterowania.

## 2 Przegląd literatury

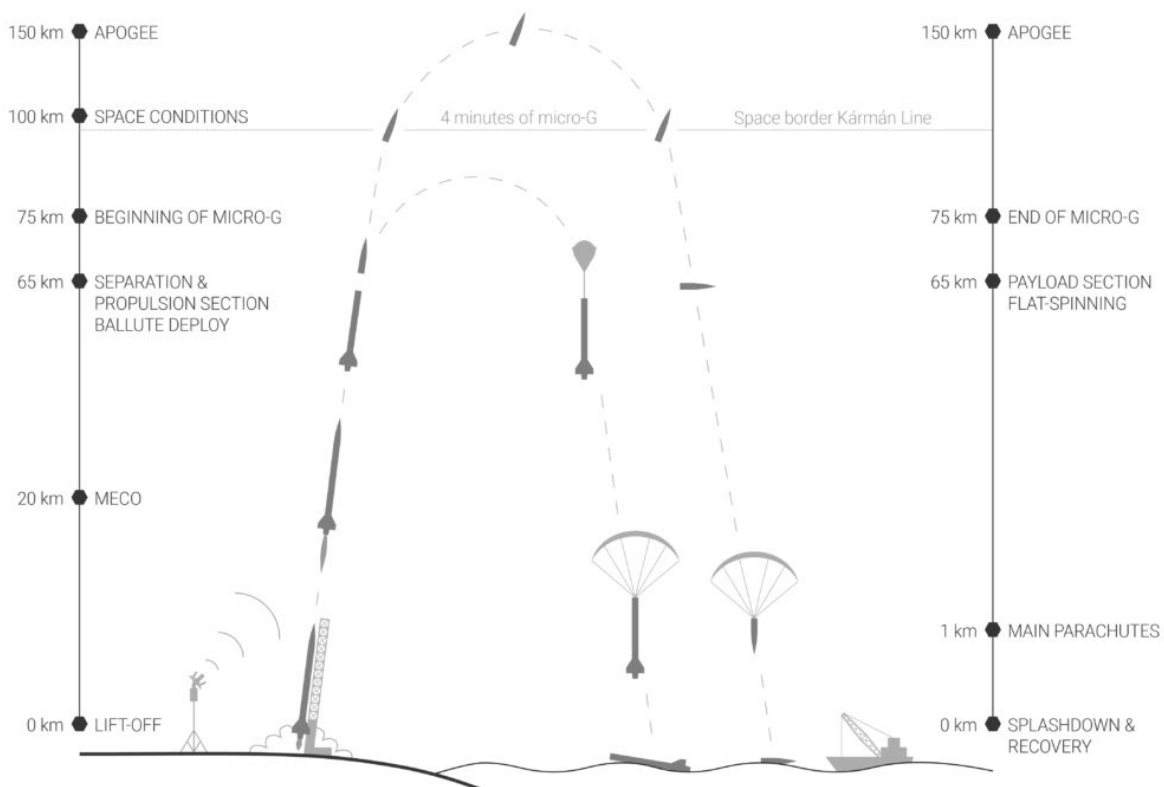
Aby dokładniej naświetlić problem przed jakim stoi konstruktor pocisku raketowego przeprowadzono analizę literatury związaną z techniką raketową i pomiarami parametrów lotu. Wskazano miejsce, w jakim znajduje się rozwój rakiet w kraju. Odniesiono się do sposobów manewrowania pociskiem, aby lepiej wprowadzić czytelnika w podstawy problematyki w ujęciu historycznym i systematycznym. Przedstawiono analizę literaturową dostępnych rozwiązań, a w szczególności omówiono postępy w zakresie rozwoju czujnika typu Flush Air Data System, który jest systemem badanym w tej pracy.

### 2.1.1 Rozwój techniki raketowej w Polsce

W latach 1963-1970 za sprawą działań prof. Jacka Walczewskiego działał program rakiet meteorologicznych Meteor [1]. Początkowo konstruowano i wystrzelivano małe rakiety na Pustyni Błędowskiej. Później w te eksperymenty włączyły się także inne ośrodki badawcze jak Instytut Lotnictwa, główny wykonawca rakiet oraz Instytut Przemysłu Organicznego i firma Mesko S.A., które wykonywały ładunki do silników raketowych. W zależności od źródła danych mówi się, że w programie Meteor wykonano około 200-350 startów rakiet na wysokości oscylujących w granicy do 30 km. Jedna z nich – Meteor 2 – oficjalnie osiągnęła co najmniej 92 km wysokości lotu, a nieoficjalnie dane sugerują, że być może przekroczyła po raz pierwszy i wówczas ostatni do momentu złożenia rozprawy, umowną granicę kosmosu startując z terenu Polski. Brak dalszego finansowania spowodował zamknięcie programu. W latach 60-tych, oprócz rakiet meteorologicznych Meteor, w Instytucie Lotnictwa została skonstruowana wojskowa rakietka taktyczna i dwie rakietki przeciwpancerne – o czym w swojej publikacji wspominał i wywiadach prof. Piotr Wolański [2, 3]. Ambitne plany miał również prof. Stanisław Wójcicki, który wówczas w ramach działalności w Instytucie Lotnictwa planował wyniesienie na orbitę okołoziemską polskiego satelity. O innej działalności z tego okresu, prawdopodobnie z powodów niejawności informacji, nie ma innych informacji w literaturze.

Pierwszym sukcesem w zakresie rakiet, o którym można było usłyszeć po okresie programu Meteor, był rozwój polskiego przeciwlotniczego zestawu raketowego na bazie pocisku Igła-1E. Pocisk Igła-1E na podstawie umowy licencyjnej został wdrożony do produkcji w zakładach w Skarżysku Kamiennej. Placówki naukowo-badawcze – OBR Skarżysko,

Wojskowa Akademia Techniczna i Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia – od 1992 roku rozpoczęły realizację programu pod nazwą „Nowoczesne technologie systemu obrony przeciwlotniczej Grom” [4]. Zaowocowały one wprowadzeniem produktów Grom-I, Grom-M, a w efekcie w pełni produkowanego w Polsce zestawu Grom wyposażonego w głowicę samonaprowadzającą produkowaną w spółce Telesystem-Mesko. W 2002 roku rozpoczęto dostawy do Sił Zbrojnych RP. Zestaw ten jest w pełni spolonizowany i wytwarzany przez wspomnianą spółkę Mesko. Jest to pierwsze odnotowane w kraju, osiągnięcie dotyczące rozwoju kierowanej broni raketowej. Produkt ten jest rozwijany i w kolejnym etapie zmienił nazwę na Piorun [5]. Oba zestawy raketowe odniosły sukces eksportowy i potwierdziły swoją znakomitą skuteczność w realnych konfliktach zbrojnych.



Rys. 1. Profil lotu rakiety Perun. Źródło: [6]

Od czasów programu Meteor polityka w kwestii lotów raketowych w kierunku orbity na wiele lat w kraju pozostała niezagospodarowana. Po dołączeniu Polski do Europejskiej Agencji Kosmicznej (ESA) w 2012 r. technologie raketowe w kraju na nowo odżyły. Kolejne lata przyniosły zwiększenie wiedzy o raketach i początkowo nieśmiało inicjatywy modelarskie

połączyły się z odwagą przedsiębiorców. Do życia powołano spółkę SpaceForest, która zrzeszała pasjonatów technologii raketowych z korzeniami w Polskim Towarzystwie Raketowym. Opracowywana przez nich rakiet PERUN, oparta konstrukcyjnie o silnik hybrydowy na tlenek diazotu i parafinę ma przeznaczenie komercyjne [7]. Rakiet ma cechować się zdolnością wyniesienia minimum 50 kg ładunku płatnego na wysokość 150 km. Oferuje przy tym możliwość od 195 sekund ( $< 10^{-4}$  g) do 222 sekund ( $< 10^{-3}$  g) czasu eksperymentu w warunkach mikrogravitacji. Misję PERUNa wizualizuje Rys. 1.

Powstał także projekt rakiety eksperymentalnej pod nazwą ILR-33 Bursztyn rozwijany od 2014 roku przez Sieć Badawczą Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa. Zbudowany na jej potrzeby, hybrydowy silnik raketowy na nadtlenuk wodoru i polietylen jest demonstracją ekologicznego silnika o średnim impulsie właściwym [8] i wielu innych innowacyjnych technologii. W lipcu 2024 roku rakiet ta osiągnęła granicę kosmosu – pokonując wysokość 101 km u szczytu krzywej balistycznej – startując z norweskiego kosmodromu Andøya Space Center [9].

W 2019 roku Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia rozpoczął projekt trójstopniowej rakiet suborbitalnej. Głównym jej celem, jest osiągnięcie granicy 100 km dla lotu z terenu Polski z wykorzystaniem szeregu opracowanych do tego celu technologii: kierowania lotem, awaryjnego układu terminacji lotu, dzielenia członów i wysokowydajnych napędów mogących mieć zastosowanie także w większych raketach [10, 11]. Efektem tych prac będzie usługa lotów suborbitalnych i przygotowanie do zaprezentowania technologii do lekkiego systemu nośnego dla raket kosmicznych lub raket wojskowych.

W 2021 roku wyłoniono projekty, które w ramach programu na rzecz obronności i bezpieczeństwa Państwa 1/SZAFIR/2020, realizowały zadania również dziedziny techniki raketowej. Dwa szczególnie powiązane z tematyką niniejszej pracy to „Rodzina głowic optoelektronicznych dla raket sterowanych” oraz „Opracowanie gazodynamicznego modułu sterującego, precyzyjnego naprowadzania dla pocisku raketowego”. W wyniku tych prac trwały badania w locie technologii raketowych do kierowanych pocisków [12]. Jest to najbardziej kluczowa technologia do opanowania w toku rozwoju nowoczesnej broni.

W listopadzie 2023 roku ogłoszono, że polskie podmioty – Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych i Sieć Badawcza Łukasiewicz Instytut Lotnictwa – są częścią europejskiego konsorcjum realizującego prace w ramach projektu o akronimie EU HYDEF (European Hypersonic Defence Interceptor). Jest to projekt koncepcyjny mający na celu rozwój

endoatmosferycznego systemu przechwytywania przyszłych zagrożeń powietrznych. Projekt jest finansowany przez Europejską Agencję Obrony (EDA) i realizowany w konsorcjum składającym się z siedmiu państw. Wdrożenie do służby w krajach uczestniczących w projekcie przewidywane jest po 2035 roku. W ramach tego programu ma powstać system wykrywania zagrożeń hipersonicznych, a także opracowany zostanie nośnik raketowy do ich przechwytywania [13].

### 2.1.2 Sterowanie raketami w atmosferze

Logika naprowadzania rakiety na cel oparta jest na geometrycznej relacji torów lotu rakiet - cel. Linia celowania (ang. *line of sight* – LOS) wyznaczona przez połączenie aktualnych położenia obydwu obiektów tworzy z torem lotu rakiety kąt  $\lambda$ . W sposobie nawigacji proporcjonalnej zmiana tego kąta jest bezpośrednio przekładana na komendowe przyspieszenie rakiety zgodnie ze wzorem:

$$a_c = NV_c \dot{\lambda}$$

gdzie:

$a_c$  – wektor przyspieszenia jakie rakietę musi wygenerować,

$N$  – współczynnik nawigacyjny,

$V_c$  – prędkość zbliżania,

$\dot{\lambda}$  – zmiana kąta celowania.

Układ naprowadzania wykonuje pomiar kąta i przekazuje tę informację do autopilota. Autopilot natomiast jest układem odpowiedzialnym za interpretację zmiany trajektorii i wypracowanie dla aerodynamicznego układu wykonawczego komendy wychylenia sterów na podstawie oczekiwanego przyspieszenia. Jeżeli sterowanie odbywa się za pomocą układu gazodynamicznego dobierany jest czas i ilość uruchomień silników sterujących. Powstaje moment odchylający raketę, który zmienia kąt między wektorem prędkości, a osią wzdłużną pocisku. Opływ wokół geometrii pocisku staje się niejednorodny, co powoduje pojawienie się siły na korpusie i powierzchniach stabilizujących. Komputer pokładowy z autopilotem w sposób ciągły monitoruje sygnały z zainstalowanych sensorów. Za pomocą

zaprogramowanej logiki jest w stanie wypracowywać na bieżąco nowe komendy do przyspieszeń celem osiągnięcia kolejnych punktów na ścieżce lub modyfikować ją, jeżeli referencja się zmienia – np. na podstawie sygnału z głowicy naprowadzającej lub łączności telemetrycznej. Efektywność tej metody jest zależna od ogólnych charakterystyk dynamicznych: momentów bezwładności pocisku raketowego, układu aerodynamicznego i samego oprogramowania. Istotna także jest precyzji odczytów z sensorów umieszczonych na rakiecie – jak IMU lub źródła danych o locie, np.: pomiaru kąta natarcia, których odczyty są wejściami do komputera pokładowego.

W tradycyjnym statku powietrznym (samolot, szybowiec) układy sterowania projektowane są dla stosunkowo małych kątów natarcia. Wymagania stawiane w odniesieniu do działania dla dużych kątów przechylenia stanowią jedynie niezbędne uzupełnienie dla unikania sytuacji niespodziewanych. W przypadku rakiet wojskowych – w naddźwiękowej fazie lotu – osiągnięcie dużych kątów natarcia jest powszechne. Podczas gdy dla zwykłego profilu poddźwiękowego przeciągnięcie występuje już przy kącie natarcia około  $15^\circ$ , profil naddźwiękowy charakteryzuje się przesunięciem tego zjawiska na znacznie wyższe wartości kąta. Znaczący udział w całkowitej sile normalnej przy wychyleniu w manewrach generuje sam korpus. Pod rozważę przy projektowaniu dynamiki bierze się charakterystyczną smukłość budowy rakiety i niski stosunek powierzchni skrzydeł lub ich całkowity brak, a stąd istotne są ich interferencje znacznie zmieniające dynamikę w funkcji rosnących wychyleń. Długi korpus i w efekcie możliwe do uzyskania znaczne ramię siły względem środka ciężkości powoduje osiągnięcie wysokiej manewrowości. Wykorzystanie sterowania gazodynamicznego lub wektorowania ciągu silnika głównego również zwiększa możliwości manewrowości wyposażonych w takie systemy efektorów raketowych. Im szerszy jest reżim prędkości lotu i im wyższa jest manewrowość, tym wymagania na minimalizację błędów danych z sensorów instalowanych na rakiecie potencjalnie rosną.

### 2.1.3 Kąt natarcia i zdolność manewrowa statku powietrznego

Ogólny podział na typy rakiet, który jest do dziś aktualny, zaproponował Jack Nielsen w swojej publikacji o aerodynamice rakiet kierowanych [11]. Podział ten ze względu na położenie punktu startu i uderzenia dzieli pociski na:

- AAM – Air-to-air missile – powietrze-powietrze,

- ASM – Air-to-surface missile – powietrze-ziemia,
- AUM – Air-to-underwater missile – powietrze-woda,
- SAM – Surface-to-air missile – ziemia-powietrze,
- SSM – Surface-to-surface missile – ziemia-ziemia,
- UUM – Underwater-to-underwater missile – torpedy.

Różnią się one znacząco pomiędzy typami i kolejnymi generacjami przede wszystkim metodami nawigacji i występującymi w trakcie lotu warunkami zewnętrznymi. Z tego względu każde rozwiązanie wymaga odrębnego podejścia do zaopatrywania układu sterowania w dane pomiarowe.

Pomiary głównych kątów lotu, takich jak kąt natarcia i kąt ślizgu, są kluczowe dla oceny poprawności aerodynamiki statku powietrznego. Kąt natarcia, określa nachylenie bryły pocisku względem strumienia powietrza, co wpływa na siłę nośną i opór aerodynamiczny. Z kolei kąt ślizgu opisuje boczne odchylenie pocisku od kierunku ruchu, istotne przy analizie stateczności poprzecznej i sterowności obiektu latającego. Wyróżnienie tych kątów zrodziło się już na początku rozwoju aerodynamiki i lotnictwa. Natomiast realna potrzeba określenia sił i momentów działających na bryły obrotowe przy kątach natarcia pierwotnie pojawiła się w związku z wojennym wykorzystaniem sterowców [14] i tak w 1941 roku opisano je w podręczniku dla pilotów tych maszyn [15]:

*„Kąt natarcia - Ostry kąt między cięciwą profilu lotniczego a kierunkiem ruchu względem powietrza. (Definicja ta może być rozszerzona na inne obiekty niż profile lotnicze).*

*Jego symbolem jest  $\alpha$ .”*

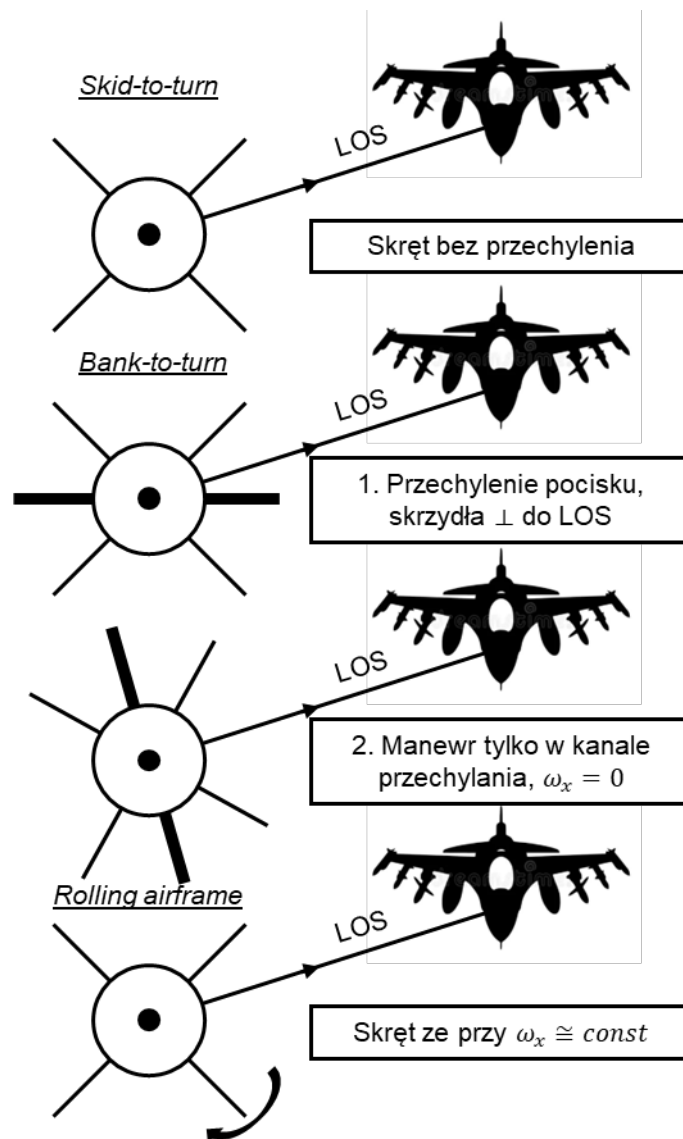
Kąt ślizgu jest równie istotny, jednak jego wpływ w lotnictwie zazwyczaj jest mniejszy, zwłaszcza gdy do czynienia mamy z płatowcami. To kąt między rzeczywistym kierunkiem lotu, a płaszczyzną symetrii obiektu. Określany jest symbolem  $\beta$ .

Dla statków powietrznych typu samolot, we wczesnych etapach rozwoju samolotów poddźwiękowych zainteresowanie pomiarem tych kątów zmalało, ponieważ kadłub miał stosunkowo niewielki wpływ na aerodynamikę całej konfiguracji statku powietrznego. Większość siły nośnej wytwarzana była przez skrzydło, które było dobrze przebadane. Pierwszy działający tunel aerodynamiczny uruchomił Brytyjczyk Frank Wenham już w 1871 roku. W 1883 roku natomiast Osborne Reynolds opisał kryterium podobieństwa dynamicznego

płynów, a w 1887 Ernst Mach opisał zjawisko ściśliwości. Pojawienie się wysokomanewrowych statków powietrznych i koncepcji projektowania pocisków raketowych wymusiło jednak znaczący wysiłek w celu zrozumienia problemu smukłych brył obrotowych poruszających się przy dużych kątach natarcia. W tym przypadku kadłub ma kluczowe znaczenie dla ogólnej aerodynamiki systemu. Duże kąty występują przykładowo podczas fazy startu raket z wyrzutni pionowych. Podobne warunki lotu mogą również wystąpić podczas startu wysoko manewrowych pocisków powietrze-powietrze lub przy bliskiej walce manewrowej myśliwców. Chociaż we wszystkich przypadkach faza dużych przyspieszeń kątowych i poprzecznych przeciążeń stanowi jedynie bardzo krótki ułamek całkowitego czasu lotu pocisku, kontrola sił bocznych i momentów odchylających jest kluczowa dla pomyślnej realizacji misji. Znajomość pochodzącej z zewnątrz odpowiedzi kątowej pocisku może pełnić funkcje limitujące układ sterowania przed przekraczaniem granicy stabilności, niedoprowadzenia do utraty stateczności lub w przypadku wystąpienia utraty stateczności – wskazania możliwości i drogi powrotu do niej. Pomiary głównych kątów lotu, takich jak kąt natarcia i kąt ślizgu są zatem kluczowe dla kontrolowania dynamiki statku powietrznego poprzez wpływ aerodynamiki. Potrzeba jego pomiaru zależeć będzie także od prawa sterowania przyjętego do kontroli danego obiektu.

W konstrukcjach raketowych wyróżnia się trzy główne metody manewrowania: *skid-to-turn* (STT), *bank-to-turn* (BTT) oraz *rolling airframe maneuver* (RAM) [16]. Każda z nich charakteryzuje się innymi podejściami konstrukcyjnymi, właściwościami aerodynamicznymi oraz właściwym zastosowaniem operacyjnym. W sposób schematyczny zademonstrowano je na Rys. 2.

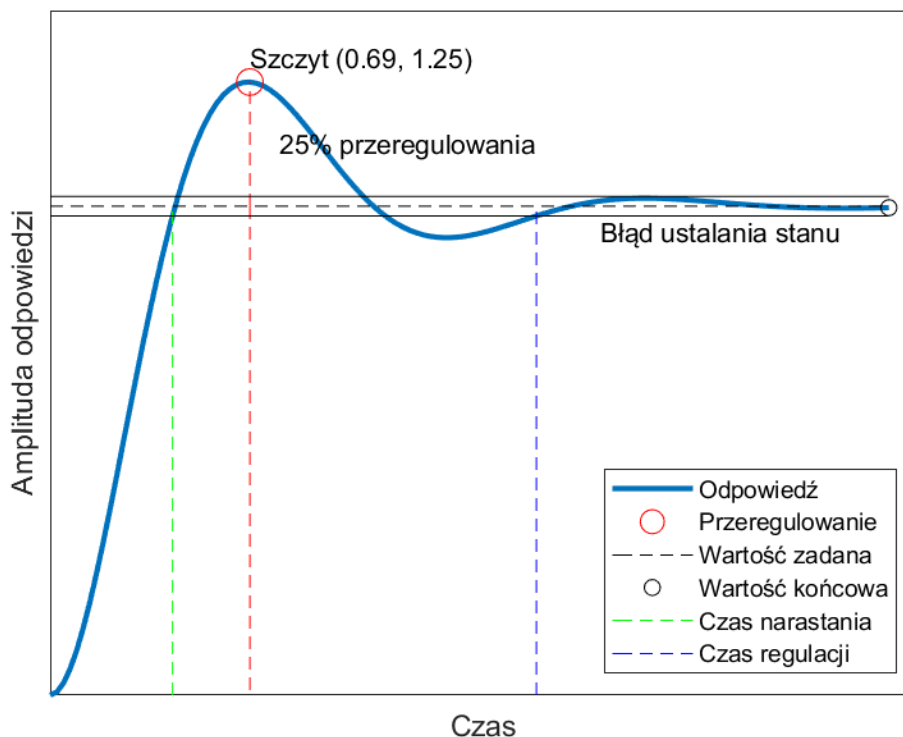
STT polega na wykonywaniu manewrów bezpośrednio do wektora linii celowania, wynikającego z kombinacji manewrów w kanałach pochylenia i odchylenia, bez przechylania rakiety. Sterowanie odbywa się poprzez tradycyjne stery aerodynamiczne bez konieczności obracania rakiety względem osi podłużnej. Tę metodę cechuje szybka odpowiedź układu sterowania – manewr wykonywany bezpośrednio w kierunku celu. Brak potrzeby wykonywania przechyłu (*bank*) eliminuje opóźnienia związane z tą fazą ruchu. Mniejsza jest za to efektywność aerodynamiczna. Ograniczona w niektórych wypadkach jest manewrowość względem metod wymagających manewru w kanale przechylania. Jest to najczęściej stosowana metoda w raketach o powierzchniach sterowych rozmieszczonych w układzie krzyżowym, np. przeciwlotniczych ziemia-powietrze lub powietrze-powietrze.



Rys. 2. Alternatywne schematy ruchu w manewrach. Źródło: Opracowanie własne na podstawie [16].

W schemacie BTT rakieta wykonuje przechylenie do pokrycia się płaszczyzny pochylenia z wektorem linii celowania, aby zadane przyspieszenie komendowe zawsze realizować w tej samej płaszczyźnie. Metoda ta jest szczególnie korzystna dla rakiet o konfiguracji z dużą rozpiętością skrzydeł oraz korpusów niecylicylnych typu *lifting-body*. W efekcie uzyskiwana jest wyższa efektywność aerodynamiczna i manewrowość. Zmniejszona jest wypadkowa sygnatura radarowa z uwagi na zmniejszony przekrój boczny w locie kierowanym. W fazie terminalnej sterowanie tego typu nie jest optymalne, co pokazuje, że rozwiązanie jest właściwe dla pocisków manewrujących o wysokiej doskonałości i dużym zasięgu. Potrzeba zbyt dużo czasu na wykonanie dodatkowego ruchu rozprzęgniętego od pozostałych kanałów sterowania i pokonanie czasu regulacji dla oczekiwanego wymuszenia i stabilizację. Dla bardziej precyzyjnego scharakteryzowania problemu, na Rys. 3.

przedstawiono typowy, stabilny sposób działania układu z zamkniętą pętlą sterowania z przeregulowaniem. Zastosowania wojskowe BTT cechuje wyższy błąd systematyczny wynikający ze specyfiki głowic naprowadzających, który objawia się zwłaszcza przy dużym błędzie na kącie wyprzedzenia wynikającym z uchybu. Przeregulowanie w sterowaniu powodować może problemy z naprowadzaniem z uwagi na błędy wynikające z samej optyki lub radaru, błędów kalibracyjnych i zaburzeń aeroptycznych. W efekcie metoda ta jest szczególnie użyteczna w fazie podprowadzania, a część rakiet projektowanych jest tak, aby przed fazą terminalną wrócić do logiki STT. Stosuje się ją w pociskach manewrujących.



Rys. 3. Odpowiedź układu zamkniętego na wymuszenie skokiem jednostkowym z przeregulowaniem.

Źródło: Opracowanie własne.

RAM to metoda oparta na quasi-stałym, wymuszonym obrocie rakiety wokół osi wzdluznej, przy jednoczesnym użyciu powierzchni sterowych działających w układzie związanym z wirującym układem współrzędnych rakiety. Redukuje to ilość potrzebnych do działania układów wykonawczych, zwykle zaledwie do jednego lub pary. Z uwagi na uproszczenia komputera pokładowego, elementów nawigacyjnych i wykonawczych możliwe jest rozmieszczenie sterów wewnątrz mniejszej średnicy. Wymaga to jednak alternatywnego podejścia do projektowania układów sterowania w układzie wirującym. Potencjalnie trudna do

opanowania jest podatność na sprzężenia krzyżowe kanałów pochylania i odchyłania przy ciągłym przechylaniu. Metoda jest często wykorzystywana w małogabarytowych raketach manewrujących, głównie do obrony, takich jak Grom, Piorun, Stinger.

#### 2.1.4 Metody pomiaru kątów orientacji przestrzennej w lotnictwie

Urządzenia pomiarowe służące wskazywaniu danych o locie mają za zadanie wykrywanie i obliczanie strumieni danych z urządzeń pomiarowych do komputera pokładowego i ostrzeżenie przed osiągnięciem niebezpiecznych ze względu limitów konstrukcji zakresów lotu. Z ich użyciem można wyznaczać prędkość lotu  $V_\infty$ , wysokość  $h$ , temperaturę statyczną  $T_s$  i całkowitą  $T_t$ , ciśnienie statyczne  $p_s$  i całkowite  $p_t$ , prędkość wznoszenia, liczbę Macha  $M_\infty$  i inne pochodne tych wartości, a co najważniejsze dla podjętego zagadnienia – kąty orientacji przestrzennej w układzie ciała – kąt natarcia  $\alpha$  oraz kąt ślizgu  $\beta$ .

Strumienie danych mają różne źródła i zastosowania. Mogą pochodzić z sensorów takich jak [17]:

1. Sonda pomiarowa ciśnienia statycznego lub całkowitego – np. rurka Pitota lub Prandtla [18] – to przyrząd do pomiaru ciśnienia całkowitego przy przepływie płynów stosowany również do wyznaczania prędkości przepływu poprzez wyznaczenie ciśnienia statycznego z dodatkowego otworu bocznego podłączonego do kolejnego przetwornika. W danym zastosowaniu zależność wyznaczaną można opisać poprzez równanie:

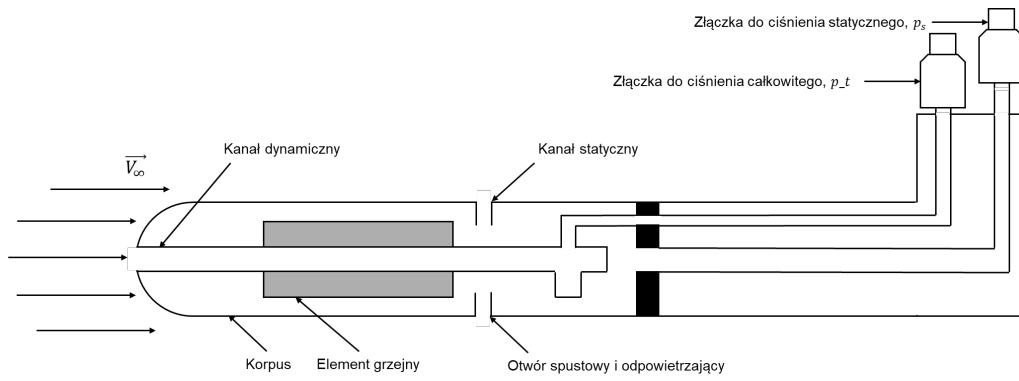
$$p_s + q = p_t$$

gdzie:

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2$$

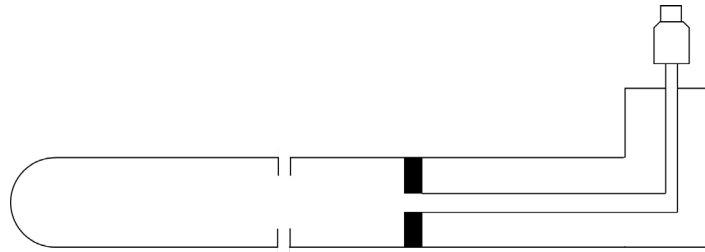
zatem:

$$V = \sqrt{\frac{2(p_t - p_s)}{\rho}}$$

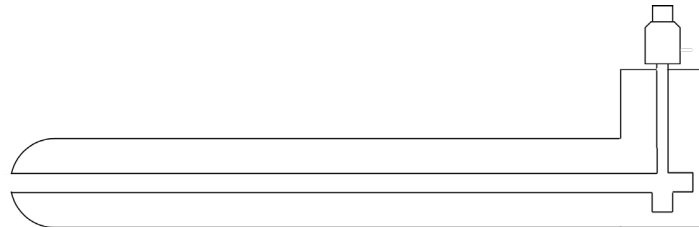


Rys. 4. Schemat szczegółowy działania rurki Prandtla. Źródło: Opracowanie własne.

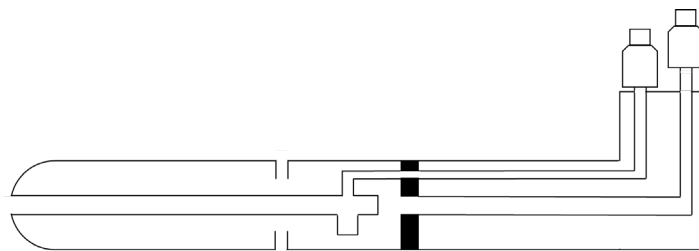
a) Rurka Pitota



b) Sonda ciśnienia statycznego



c) Rurka Prandtla

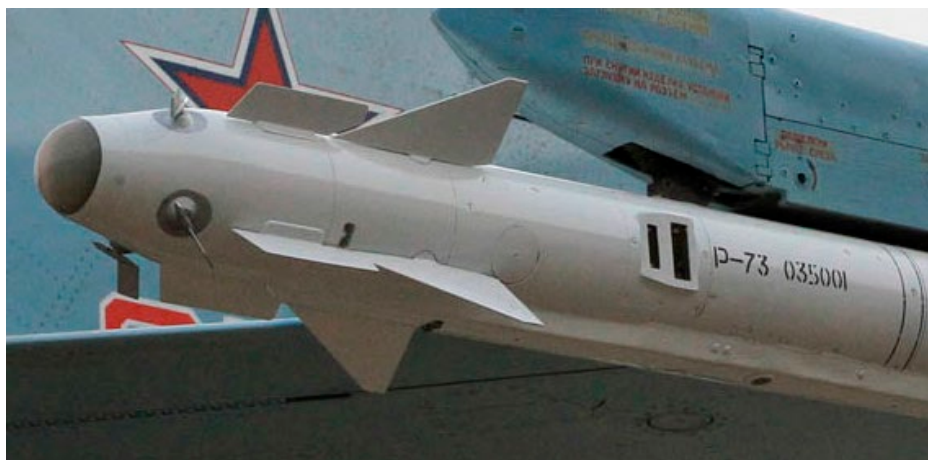


Rys. 5. Schemat działania różnych sond pomiarowych ciśnienia. Źródło: Opracowanie własne.

Przy małych prędkościach, różnica w ciśnieniach może być bardzo mała i trudna do precyzyjnego pomiaru przez przetwornik. Rurka Pitota nie działa zatem dobrze. Przy większych prędkościach urządzenie musi podlegać kalibracji z uwagi na

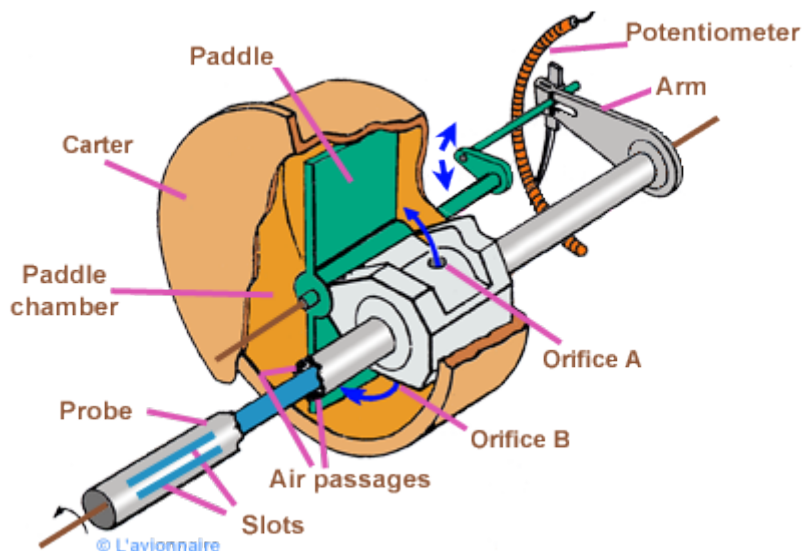
występujące straty przepływu w kanale czy zaburzenia w polu ciśnienia pochodzące od obiektu. Działając w oparciu o równanie Bernoulliego zasada działania nie uwzględnia zasady zachowania energii – zatem wprowadzenie współczynnika korekcyjnego jest niezbędne dla dokładnego pomiaru. Na Rys. 4. przedstawiono szczegółowo budowę rurki Prandlta. Mierzy ona ciśnienie całkowite oraz statyczne, wynikiem których jest ciśnienie dynamiczne. Na Rys. 5. przedstawiono możliwe wersje sond ciśnieniowych, które łączone są w różne specjalistyczne konfiguracje właściwe dla wymaganych do zmierzenia danych.

2. Czujniki typu skrzydełkowego – czujniki te mogą być umieszczone w doświadczalnie wybranych miejscach na kadłubie. Pomiar polega na wykorzystaniu przetwornika potencjometrycznego lub selsyna. Zasada pomiaru opiera się na wychwyceniu wychylenia metalowego, wyważonego masowo skrzydełka o klinowym profilu, które ustawia się równoległe do napływającego powietrza. Odpowiednie czujniki mierzą kąt natarcia w przedziale  $\pm 30^\circ$  z dokładnością  $\pm 0,25^\circ$ . Stosunkowo prosta konstrukcja kompensuje w zastosowaniu pomiarowym ich podatność na wymuszone drgania sygnału wyjściowego wynikające z oderwania przepływu (ang. *buffeting*) lub z oscylacji związanych z falą uderzeniową. Na Rys. 6. przedstawiono przykład instalacji rzeczywistych czujników skrzydełkowych na pocisku R-73E. Co ciekawe zastosowano ich cztery i rozmieszczono symetrycznie. Taki układ może pozwalać poza pomiarem kąta natarcia i ślizgu na pomiar prędkości obrotowej w kanale przechylenia oraz zwiększać wzmocnienie sygnału, redukując rejestrowane zaburzenia.



Rys. 6. Zestaw czterech symetrycznie rozmieszczonych czujników skrzydełkowych na nosku pocisku R - 73E. Źródło: [19]

3. Czujniki szczelinowe – elementem pomiarowym tego czujnika jest obrotowa, cylindryczna sonda, której wewnątrz podzielone jest na dwie komory otwarte do otoczenia (Rys. 7.). Oś obrotu sondy musi być prostopadła do płaszczyzny pomiaru kąta, a szczeliny skierowane do napływającego strumienia powietrza. Różnica ciśnień w komorach powoduje powstanie sygnału dla serwonapędu, który steruje położeniem aż do uzyskania ciśnienia równowagowego. Czujnik narażony jest na zapylenie, wilgoć i w efekcie zablokowanie możliwości pomiaru. Ten typ układu stawia wymagania wysokiej stabilności zera i niskiego progu czułości na element pomiarowy.



Rys. 7. Schemat budowy czujnika szczelinowego stosowanego w lotnictwie tradycyjnym. Źródło: [20]

4. Czujnik inercyjny – jest elektronicznym urządzeniem składającym się z kombinacji akcelerometrów, żyroskopów i czasem magnetometrów. Kombinacja pomiaru prędkości kątowej i przyspieszeń pozwala na całkowanie danych dla uzyskania prędkości, wektora lotu i przemieszczeń rotacyjnych lub translacyjnych z dostępną częstością próbkowania. Sensory te są wrażliwe na szum i dryf. Dane są całkowane i kumulują przez to błędy charakterystyczne, błędy kwantyzacji i błędy zaokrągleń. Uzyskane w efekcie wyniki mogą prowadzić do znacznych odchyłeń od rzeczywistej pozycji. Jako urządzenie w pełni elektroniczne, sensor ten nie musi być wystawiany na działanie opływu. Do operowania na wysokich wartościach kąta

natarcia, z uwagi na występowanie związanych z aerodynamiką wysokich częstotliwości oscylacji ruchu, które wymagają sumowania błędów, układ ten wymaga fuzji wcześniej wspomnianych sensorów. Konstrukcja takiego sensora oparta jest na technologii mikro-elektroniczno-mechanicznej, laserowej lub światłowodowej. Przykładowym IMU wysokiej klasy jest IMU HG9900 łączące trzy akcelerometry kwarcowe QA2000 i trzy pierścieniowe żyroskopy laserowe. Z uwagi na znaczne rozmiary, Rys. 8. pozwala zobrazować jak wygląda konstrukcja czujnika typu laserowego. Akcelerometry zainstalowane są na trzech przecinających się osiach. Wewnątrz obudowy każdego żyroskopu znajduje się zamknięta ścieżka optyczna złożona z układu luster. Dwie wiązki lasera ze wspólnego źródła biegną jednocześnie w przeciwnych kierunkach po tej samej pętli. Gdy żyroskop się nie obraca, obie wiązki pokonują dokładnie tę samą drogę i wracają w fazie. Gdy żyroskop się obraca, ze względu na efekt Sagnaca jedna wiązka musi pokonać drogę „dłuższą”, a druga „krótszą”. Różnica jest mierzona przez bardzo czuły układ z wykorzystaniem interferometru.



Rys. 8. IMU HG9900 w obudowie ze stopów lekkich. Źródło: [21]

W efekcie, wszystkie opisane rozwiązania zapewniają użyteczne dane, ale nie w pełni spełniają wymagania stawiane sensorowi dla rakiety. Szukając bardzo odpornego, stabilnego

i całościowego rozwiązania podsumowano w Tab. 1. najważniejsze cechy opisanych powyżej układów w odniesieniu do praktycznego zastosowania w technice raketowej.

Tab. 1. Podsumowanie wad i zalet podstawowych urządzeń pomiarowych możliwych do wykorzystania w technice raketowej do określania stanu danych o locie.

Typ czujnika	Zalety	Wady
Sonda ciśnienia statycznego i/lub całkowitego	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Kompaktowa i prosta konstrukcja, nie zawiera elementów ruchomych</li> <li>- Może być retrofitem do istniejącej konstrukcji</li> <li>- Rozwiązanie ekonomiczne</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Zaburza przepływ i sygnaturę radarową</li> <li>- Przy dużych prędkościach narażona na rosnące błędy wymagające kalibracji i badania wpływu temperatury</li> <li>- Brak możliwości odczytu bezpośredniego kąta natarcia z wykorzystaniem pojedynczej sondy</li> <li>- Wysokie błędy przy bardzo niskich prędkościach lotu</li> <li>- Otwory podatne na zatkanie – brak redundancji</li> <li>- Stosunkowo niski zakres pomiarowy bez kalibracji</li> <li>- Niska czułość</li> <li>- Podatny na wpływ wiatru bocznego i podmuchy</li> </ul>
Czujnik typu „swobodne skrzydełko”	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Dobry zakres pomiarowy</li> <li>- Działa w szerokim zakresie prędkości lotu</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Zaburza przepływ i sygnaturę radarową</li> <li>- Podatny na ogrzewanie aerodynamiczne</li> <li>- Wysoka masa</li> <li>- Podatny na oscylacje wynikające z przepływu</li> <li>- Obsługuje jeden kanał pomiaru kąta</li> </ul>
Czujnik szczelinowy	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Wysoka stabilność odczytu</li> <li>- Pomiar niezależny od prędkości lotu</li> <li>- Nie wymaga kalibracji</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Obsługuje jeden kanał pomiaru kąta</li> <li>- Zaburza przepływ i sygnaturę radarową</li> <li>- Musi być prostopadle umieszczony do przepływu</li> <li>- Pył i wilgoć mogą gromadzić się wewnątrz komory</li> <li>- Potencjalnie podatny na opóźnienia wynikające z bezwładności i opóźnień w „zerowaniu” pozycji</li> </ul>
Jednostka inercyjna	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Niska masa</li> <li>- Niski rozmiar</li> <li>- Rozwiązanie ekonomiczne do pewnego stopnia dokładności</li> <li>- Działa poza atmosferą</li> <li>- Nie wpływa na geometrię zewnętrzną.</li> <li>- Mierzy komplet przyspieszeń → prędkości → przemieszczeń</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Cena – znacznie rosnąca dla zastosowań taktycznych</li> <li>- Wymaga kompensacji dryftu</li> <li>- Nie mierzy lokalnych parametrów przepływu i podmuchów wiatru</li> </ul>

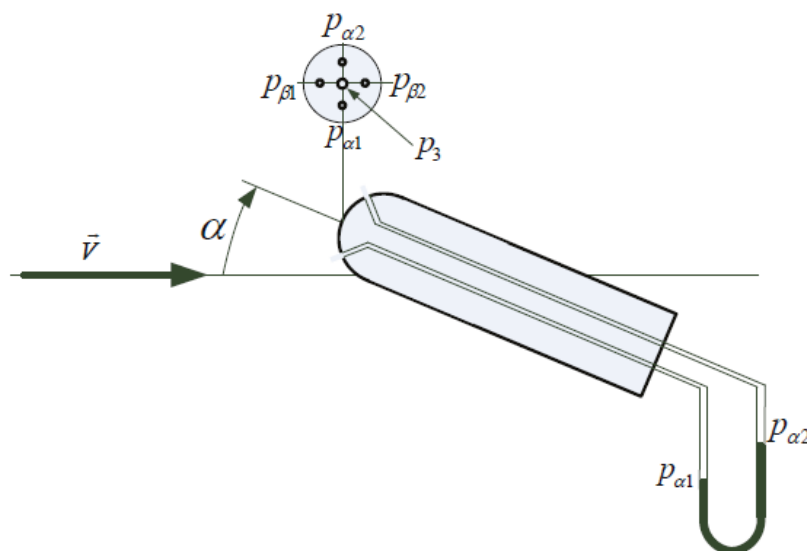
Poza wymienionymi do tej pory rozwiązaniami w literaturze zaproponowano wiele innych układów, których idea skupia się na integracji podstawowych urządzeń pomiarowych.

Odpowiednie połączenie zalet poszczególnych typów pozwalają na eliminację wad poszczególnych czujników i uzyskanie właściwych parametrów niezbędnych do lotu.

Aby uzyskać wszystkie dane niezbędne do efektywnego kontrolowania statku powietrznego, wykorzystuje się zazwyczaj urządzenia zintegrowane. Wybrane z wielu przykłady to:

1. Sondy wielopunktowe – to rodzaj czujników pneumometrycznych. Składają się z wielu punktów pomiaru ciśnienia całkowitego umieszczonych pod znanym, ustalonym kątem. Powierzchnia czołowa ma kształt stożka lub półsfery. W zależności od ilości punktów mogą wskazywać zarówno kąt natarcia, jak i ślizgu. Mogą być wyposażone w punkt do pomiaru ciśnienia statycznego czy sensor temperatury. Na Rys. 9. przedstawiono zasadę działania sferycznego sensora. Poniżej przedstawiono wzór na wyliczenie kąta natarcia z uwzględnieniem wpływu kąta ślizgu na pomiar i współczynnika kalibracyjnego  $k$ .

$$\alpha = \frac{p_{\alpha_1} - p_{\alpha_2}}{k \left( p_3 - \frac{p_{\beta_1} + p_{\beta_2}}{2} \right)}$$



Rys. 9. Pomiar kąta natarcia metodą ciśnieniową. Źródło: [17].

2. Maszty pomiarowe (ang. *air data booms, nose booms*) – urządzenia wiążą różne sensory zewnętrzne – najczęściej sondy ciśnienia i czujniki skrzydełkowe (Rys. 10.). Stosowane są zazwyczaj w czasie lotów maszyn eksperymentalnych i rozwojowych.



Rys. 10. Maszt pomiarowy z 4 niezależnymi skrzydełkami oraz rurką Prandtla i czujnikiem temperatury.

Źródło: [22]

3. INS z GNSS - najnowsze osiągnięcia pozwalają na produkcję urządzeń zintegrowanych GNSS z obsługą IMU. Takie połączenie pozwala na długie operowanie urządzeniem z nawigacją bezwładnościową, jako że sygnał nawigacyjny GNSS zapewnia dostęp do okresowej korekty czasu i aktualnej pozycji, także w 3D, co służy wyznaczaniu pełnego wektora prędkości i resetowaniu błędów. Możliwe są utraty danych GNSS, gdy sygnały z satelitów są niedostępne np. w przypadku występowania zakłóceń elektronicznych. IMU pozwala na ciągłe działanie takiego układu i dalszą operacyjność do czasu nawiązania połączenia ponownie.

## 2.2 Badana metoda - sensor pneumometryczny typu FADS

Znane metody zazwyczaj same w sobie nie są wystarczające do wykorzystania w rakietach. Powszechnie jest stosowana fuzja sensorów. Może mieć ona różne oblicza realizacji. Bez uwzględnienia redundantnych sensorów, każda metoda pomiarowa staje się podatna na zakłócenia, szумы i właściwe jej błędy. W związku z ograniczeniami wskazanymi w podrozdziale 2.1.4 rozwiązań znanych z lotnictwa cywilnego oraz poza wymienionymi wcześniej sensorami, w zastosowaniu rozwoju nawigacji dla raket jako szczególnie wartym uwagi uznano rozwiązanie typu *flush air data system*, nazywane dalej FADS. System ten został po raz pierwszy wykorzystany na przełomie lat 50. i 60. ubiegłego wieku w czasie opracowywania samolotu X-15 [23]. Uznaje się użyty wtedy *ball-nose flow-direction sensor* za pierwszy oblatany czujnik typu FADS. Składał się on z kuli, zainstalowanej na zakończeniu

noska, która posiadając punkty pomiaru w kanale kąta natarcia i ślizgu była za pomocą hydraulicznego mechanizmu obracana, poszukując zerowych różnic w przeciwnie ukierunkowanych kanałach pomiarowych. Punkt pomiarowy ciśnienia stagnacji służył do przełączania wzmocnień systemu pomiarowego ciśnień, aby utrzymać wysoką czułość w szerokim zakresie, od 720 Pa do 119 700 Pa. Było to de facto rozwiązanie działające na bazie fizyki czujnika szczelinowego, z tym, że po raz pierwszy zlicowanego z powierzchnią samolotu. Układ zapewniał niepewność pomiaru do  $0,1^\circ$  dla kątów i został sprawdzony w działaniu do  $M = 5,3$  oraz wysokości lotu do blisko 40 km.

Koncepcja ewoluowała przez kolejne lata rozwoju. Obecnie to zaawansowana metoda pomiaru krytycznych parametrów lotu - takich jak prędkość lotu, wysokość, kąt natarcia i kąt ślizgu - bez użycia tradycyjnych ingerujących w opływ czujników. FADS wykorzystuje szereg czujników ciśnienia, które są montowane, licząc się z powierzchnią, zazwyczaj na nosku lub krawędziach natarcia [24]. Czujniki te rejestrują dane o ciśnieniu powierzchniowym, które są następnie przetwarzane w celu uzyskania pożądaných parametrów z charakterystyki opływu. Poza obiektami testowymi koncepcja ta znalazła zastosowania w lotnictwie wojskowym, wspomagając algorytmy sterowania. Każdy sensor to rozwiązanie indywidualne i przez te lata, od kiedy jest eksploatowany, nie znalazł się w pojazdach produkowanych masowo, a jedynie w rozwiązaniach specjalistycznych.

Podstawową przewagą systemu FADS nad konwencjonalnymi systemami danych powietrznych jest jego nieinwazyjna konstrukcja. Eliminując zewnętrzne występy, zmniejsza opór aerodynamiczny, skuteczną powierzchnię odbicia i ryzyko uszkodzenia w transporcie czy użyciu. Niekorzystne warunki pogodowe także mają na niego niewielki wpływ. Taka konstrukcja jest szczególnie pożądana w przypadku szybkich obiektów latających, intensywnie manewrujących lub wracających z orbity, gdzie tradycyjne układy mogą być podatne na niedokładności, mieć zbyt wąskie zakresy pomiarowe lub być zbyt wrażliwymi na wpływ ekstremalnych sił aerodynamicznych i aero-termodynamicznych.

W latach 60. ubiegłego wieku zespół pracujący w NASA Langley Research Center (LaRC) realizował prace nad awioniką promu kosmicznego. Zaproponowano tam rozwiązanie typu FADS, ale po raz pierwszy bez użycia elementów ruchomych. Wydawało się to idealnym rozwiązaniem dla tego celu, a przebieg pracy i wyniki opisano w materiale White'a [25] dopiero w latach 80. Układ występował wtedy pod nazwą kodową SEADS – Shuttle Entry Air Data System. Wówczas dane zbierano podczas lotu, aby rekonstruować dokładniej ścieżkę powrotu

na ziemię, bo nie dysponowano mocą do obliczeń w czasie rzeczywistym [26]. Rozwój FADS był napędzany potrzebą dokładnych pomiarów danych o locie w trudnych warunkach lotu. Podczas programu promu kosmicznego, NASA wdrożyła system wykrywania danych powietrznych w celu uzyskania wiarygodnych pomiarów podczas ponownego wejścia w atmosferę, bo tradycyjne sondy byłyby nieskuteczne. Opracowany układ, bazując na mierzonych przez specjalnie do tego skonstruowane wysokotemperaturowe i przez to odporne na trudne warunki układy pomiarowe przystosowane do pracy przy wejściu w atmosferę, pozwalał na wyznaczenie kąta natarcia w zakresie liczb Macha  $M \in (0,15; 10)$  przy minimalnym ciśnieniu statycznym  $5 Pa$  odpowiadającemu wysokości nad powierzchnią ziemi przekraczającej 90 km przy błędzie kąta natarcia  $< 0,5^\circ$ , a dla ciśnienia całkowitego  $< 0,5\%$  i dla ciśnienia dynamicznego  $< 5\%$  [27]. Podobnie, nowoczesne zastosowania FADS można znaleźć w bezałogowych statkach powietrznych (UAV) i zaawansowanych projektach samolotów, gdzie utrzymanie wydajności aerodynamicznej i zminimalizowanie podatności konstrukcji na uszkodzenia ma kluczowe znaczenie.

W wybranym do tej pracy doktorskiej układzie, sensor został opracowany na podstawie wniosków z rozwoju zbioru podobnych aplikacji. Prezentowana koncepcja algorytmu układu była już testowana w samolotach takich jak F-14, X-33 (North American Aviation, teraz Boeing Company) [28], X-43A (Micro Craft Inc.) [29] oraz F-18 HARV – High Alpha Research Vehicle (McDonnell Douglas, teraz Boeing Company) [30, 31], na którym pojawił się pierwszy system działający w czasie rzeczywistym – RT-FADS [32], który został opracowany na bazie doświadczeń z HI-FADS [33]. Poza wymienionymi samolotami system był instalowany również na samolotach X-34 czy SR-71. Otwarte źródła pozwalają na znalezienie miejsc instalacji tego typu system na bombowcu strategicznym B-2, chińskim myśliwcu Chengdu J-20 i nowym, prototypowym myśliwcu koreańskim KF-21 Boramae. Rozwiązanie to stało się standardem w tym segmencie i można się spodziewać dalszej ekspansji z uwagi na miniaturyzację sensorów i rosnącą moc obliczeniową procesorów w stosunku do ceny.

Szczególną uwagę należy zwrócić na wkład materiałów autorstwa prof. Stephen'a Whitmore'a (pracownika NASA AMES i Dryden Flight Research Facility, obecnie profesora Utah State University w Kolorado, USA). Od 1998 jako następca i członek zespołu Paula Siemera (1939-2025), który przewodził zespołowi rozwijającemu SEADS (oraz doradzał przy rozwoju MEADS - Mars Entry Air Data System) kontynuował prace i aplikował zastosowanie w kolejnych obiektach latających Stanów Zjednoczonych. Jego opracowanie dotyczące X-33, geneza oraz dalsze pochodne z kolejnych dwudziestu lat rozwoju i badań są źródłem dla

większości aktualnych modyfikacji systemu i algorytmów obecnych w dostępnej literaturze. Przedstawiony algorytm po raz pierwszy charakteryzował się stopniem skomplikowania matematycznego na tyle małym, aby możliwa była jego bezproblemowa implementacja w istniejących wówczas komputerach pokładowych. Kompletny opis działania całego algorytmu można znaleźć w opracowaniu [34], ale zostanie on bardziej szczegółowo przywołany dopiero w rozdziale 4. W następujących po jego publikacjach pracach można znaleźć dodatkowo wiele analiz dotyczących stabilności, niezawodności czy poprawy estymacji z użyciem filtrów Kálmána [35, 36] lub użycia sztucznej inteligencji, jednak rozwiązanie Whitmore'a było na tyle efektywne, że nie szukano alternatyw.

Jak można zauważyć – kolebką aplikacji były Stany Zjednoczone, ale nowe opracowania realizowane są w Korei Południowej [37], Chinach [38, 39, 40] oraz Japonii [41, 42] i Turcji [43] na potrzeby platform zarówno załogowych jak i bezzałogowych. Aktualne prace skupiają się na aplikacji rozwiązania w nowych pojazdach eksperymentalnych, głównie bezzałogowcach i pojazdach hipersonicznych, optymalizacji oprogramowania, a także mają na celu uproszczenie procesu kalibracyjnego o zmniejszanie rozmiaru baz danych. Jednym z interesujących i najnowszych zastosowań w Stanach Zjednoczonych jest budowa modelu FADS dla zastosowań lotów łazików na Marsa [44, 45, 46, 47]. Modele te powstają na bazie budowanych modeli atmosfery, jednak te są obciążone dużą niepewnością z powodu małej, aczkolwiek wzrastającej ilości danych, między innymi pozyskiwanej dzięki układowi FADS. Układ może w ten sposób pomóc w sondowaniu warstw atmosfery [48], dostarczając danych z błędem oszacowanym na wartości poniżej 7% [49]. Na podstawie danych z FADS rekonstruowana jest trajektoria lotu i na jej podstawie odbywa się weryfikacja danych o atmosferze, bez uwzględniania aerodynamiki, która jest potencjalnie obciążona większą niepewnością. Taka metoda może posłużyć do dostrajania nastaw autopilota rakiety, podczas której identyfikacja aerodynamiki jest drogim i złożonym procesem, a do czasu testów w locie i inżynierii wstecznej rzadko jest oszacowana dostatecznie dobrze w pełnym zakresie roboczym.

Sensor aplikowany jest tam, gdzie obiekty cechować się będą wysoką dynamiką i zmiennym środowiskiem zewnętrznym. Z uwagi na stopień integracji sensora z krytycznymi dla pojazdów elementami nawigacji i sterowania zauważono, że niezbędne jest stałe zmniejszanie niepewności pomiaru. Najnowsze opracowania skupiają się na wykorzystaniu algorytmów związanych z uczeniem maszynowym do kalibracji lub estymacji, w tym na uboższych w dane kalibracyjne zbiorach danych [50, 51, 52]. Szczególnie intensywne prace

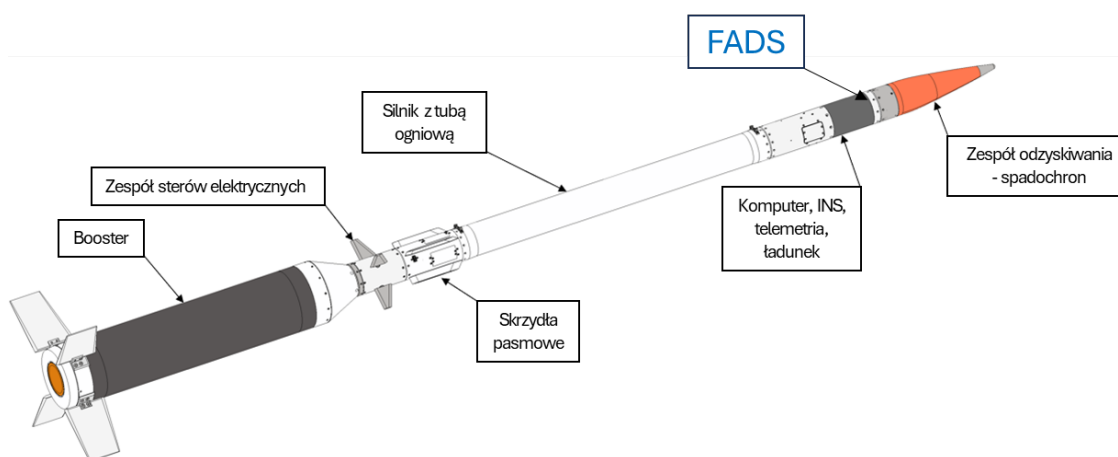
prowadzone są na rozwiązaniach bazujących na logice rozmytej. Część skupia się na zagadnieniach związanych z niezawodnością i redundancją [53, 54]. W lotnictwie dużą uwagę poświęca się odporności i zwielokrotnieniu kluczowych odczytów. W związku z tym nieodpowiednie wydają się rozwiązania stosujące sieci neuronowe, które wymagają dużych zbiorów danych do nauki. Jeżeli dane są niewystarczające lub nieprawdziwe, to dokładność pomiaru zostanie obniżona, a proces nie w każdej metodzie może być nadzorowany. Część opracowań rozważa metody z zakresu na minimalizacji błędu szacowania z wykorzystaniem estymacji typu *kriging* [55]. Ta metoda wymaga dużej ilości, dobrej jakości danych, aby zwrócić dobre wyniki, dlatego wciąż stosowane są najczęściej rozwiązania najprostsze – algorytm „trójek” (trzech punktów – ang. *triples algorithm*) wraz z algorytmem aerodynamicznym, czyli rozwiązanie znane z X-33. Natomiast przez lata badane są możliwości rozmieszczenia czujników w różny sposób w zależności od typu geometrii oraz wrażliwości na lokalizację [56] i to jest jedno z wyzwań.

Żaden z zaproponowanych układów nie odzwierciedla problematyki spotykanej w rakietach. Układy znane z literatury mocowane są na powierzchniach natarcia, w samolotach lub bezzałogowcach o wciąż stosunkowo niskiej dynamice, możliwie blisko powierzchni powstającej z linii stagnacji dla planowanych kątów trymowania dla obiektów. Stosunek sygnału do szumu jest wtedy najkorzystniejszy. W standardowej geometrii rakiety przeciwlotniczej w obrębie noska znajduje się zazwyczaj sensor naprowadzający, stąd niezbędne jest przeniesienie go dalej na część cylindryczną pocisku, co zostanie zbadane. Zauważono istotne pole do rozwoju na bazie tych doświadczeń, systemu dla raket, w których do tej pory podobnego rozwiązania nie zastosowano według informacji publicznie dostępnych. Autorski system, ma na celu stworzenie nowego wejścia do fuzji sensorów i optymalnej nawigacji. Zastosowanie w rakietach może znacznie zwiększyć efektywność energetyczną lotu i celność pocisku. Wykorzystując aktualne technologie sensorów, techniki CFD (numerycznej mechaniki płynów) i modelowanie zebrano wiedzę, aby potwierdzić możliwości takiego układu w działaniu na prototypie rakiety.

## 2.3 Potrzeba rynkowa i miejsce aplikacji

W ramach prac nad projektem „Opracowanie trójstopniowego suborbitalnego systemu raketowego do wynoszenia ładunków badawczych” dofinansowanego w ramach konkursu

Narodowego Centrum Badań i Rozwoju: Szybka Ścieżka – Technologie Kosmiczne 5/1.1.1/2019, aby przyspieszyć prototypowanie elementów systemu suborbitalnego, opracowano raketę o średnicy  $\varnothing 105\text{ mm}$  do testów nośnika trójstopniowego w skali. Wykonana została tak, aby odzwierciedlić przeciążenia, generujące obciążenia w locie, dynamikę oraz sprawdzić elementy struktury, zwłaszcza silnika. Wiele technologii, które niezbędne są do kontroli nad raketą, mogą być przetestowane przy ograniczeniu ryzyka i kosztów związanych z prototypowym projektem rakiety większego kalibru [57, 58, 59]. Komercjalizacja projektu, nie zakłada przychodów z konstrukcji rakiety w skali, jednak w trakcie prowadzenia badań, jej charakterystyki i potencjał aplikacyjny zostały docenione przez partnerów krajowych i zagranicznych [60]. Jej rozwój jest kontynuowany w dwóch głównych kierunkach: efektora dla obrony przeciwlotniczej (wersji latającej naddźwiękowo) i pocisku dla systemu poddźwiękowego do walki z dronami klasy NATO II i większymi.



Rys. 11. Koncepcja rakiety  $\varnothing 105\text{ mm}$  z przyspieszaczem. Źródło: Opracowanie własne.

Wersja rakiety do testów technologii do rakiety suborbitalnej została przedstawiona na Rys. 11. Pocisk składa się z:

- zespołu odzysku;
- przedziału aparaturowego wyposażonego w:
  - komputer pokładowy,
  - INS,
  - telemetrię,
  - ekwiwalent masowy głowicy;

- silnika raketowego na stały materiał pędny z „tubą ogniową”;
- przedziału sterowania wyposażonego w:
  - elektronikę mocy – moduł przetwarzania i sterowania zasilaniem,
  - źródło zasilania,
  - elektryczny układ wykonawczy sterowania;
- przyspieszacza raketowego, boostera (opcjonalnego).

Rakieta naddźwiękowa porusza się w pełnym zakresie prędkości do  $M_\infty = 1,8$  włącznie bez boostera (wartość potwierdzona w teście) oraz  $M_\infty = 3,5$  z boosterem. Prędkość z boosterem nie była sprawdzona w teście do tej pory i wynika z symulacji lotu. Takich prób jeszcze nie przeprowadzono, ale układ napędowy jest sprawdzony w testach naziemnych i oczekuje na użycie. Zastosowany układ aerodynamiczny sprawia, że rakieta zdolna jest do osiągnięcia dużych przeciążeń przy manewrowaniu. Stery aerodynamiczne dysponują zakresem pracy ( $-25^\circ; 25^\circ$ ) i wysoką dynamiką. Kontrolowanie takiego układu w pełnym zakresie obwiedni obciążeń wymaga fuzji sensorów, które muszą być zdolne do wspomaganie algorytmu autopilota w realizacji wybranej ścieżki lotu. Wersja poddźwiękowa jest w fazie testów naziemnych. Będzie dostosowywana do startów z ziemi i powietrza, stąd jej parametry będą zmienne i nie będą deklarowane w tym momencie. Geometria jej noska jest tożsama z rakieta naddźwiękową. Z rakieta w wersji naddźwiękowej dzielą dużą część elementów ze sobą, natomiast układ sterowania opiera się o układ aerodynamiczny „kaczki”. Sterowanie, wspomagane jest dodatkowymi powierzchniami do stabilizacji kanału przechylenia oraz obrotowego ogona redukującego wpływ schodzących wirów z powierzchni sterowych i korpusu na powstawanie momentu indukowanego w osi  $X$ .

Instalacja systemu FADS na rakiecie ma pozwolić na uzyskanie w czasie rzeczywistym danych wspomagających nawigację. Jeżeli dane te będą dostatecznej jakości i dostarczane będą z minimalnym opóźnieniem to zmniejszone mogą zostać wymogi na układ inercjalny, dzięki potencjalnej fuzji sensorów. Zintegrowane sensory inercjalne z układem pozycjonowania GNSS mogą być zakłócone, co powoduje zwiększenie o co najmniej rząd wielkości błędu trafienia, bo rakieta nie ma żadnej informacji dostarczanej z zewnątrz. Istotne jest syntezywanie danych z innych czujników, celem redukcji błędów IMU i korekcji. Jednym z tych umożliwiających uzyskanie komunikacji z zewnętrznym stanem lotu jest omawiany FADS. W efekcie najważniejsze jest umożliwienie pociskowi osiągnięcia zadanych przeciążeń w terminalnej fazie lotu. Duże kąty natarcia, wypracowywane przez układ wykonawczy

powodować będą zagrożenie dla utraty stabilności przez zaprojektowany układ aerodynamiczny, a niedostatecznie szybkie odświeżanie pozycji z systemu INS może być kompensowane przez zintegrowany sensor danych o locie. W publikacji [61] autor zwraca uwagę, że dla rakiet przeciwlotniczych koszt układu sterowania i nawigacji wynosi 30-60%. Jest to dominująca wartość definiująca zakres zwalczanych celów do tych, które są wartościowe. Zmniejszenie wymogów na układ inercyjny poprzez strategiczne filtrowanie i fuzję z precyzyjnym układem pomiarowym kątów orientacji przestrzennej, jak to zaprezentowano w [47], skutkować może zmniejszeniem kosztu jednostkowego pocisku, co zwiększy jego potencjał aplikacyjny na rynku. Jest to istotny fakt, który determinuje ważność aspektu wdrożeniowego tematyki pracy.

Na nowoczesnym polu bitwy, istotna stała się wspomniana ekonomika rozwiązań. Jak opisują media [12] obrona przed niekiedy prymitywnymi pociskami balistycznymi i zagrożeniami w krajach, gdzie nie ukonstytuował się geopolityczny ład, jest bardzo kosztowna, a niezbędna, żeby bronić się przed terroryzmem. Dlatego też musi cechować się niskim stosunkiem koszt-efekt. Otwarte źródła informują o tym, że najnowocześniejszy pocisk przeciwbalistyczny Izraela – Stunner, będący częścią systemu „Proca Dawida”, aby realizować zadania bojowe, wykorzystuje aż dwa sensory inercyjne, które odpowiadają za większość kosztu technologii w tym pocisku. Ten wzrost kosztów nie będzie akceptowalnym rozwiązaniem dla wielu z systemów i projektanci nowych systemów muszą mieć to na względzie.

### 3 Teza pracy i główne cele

Celem pracy jest opracowanie układu pomiarowego wskazującego dane o locie na podstawie zewnętrznych pomiarów stanu rzeczywistego. Powstały w toku prac sensor będzie zdolny do wspomagania układ sterowania w optymalnej pracy, w czasie rzeczywistym. W związku z tym można sformułować następującą tezę:

*„Dla wysokomanewrowego pocisku raketowego poruszającego się z pewną naddźwiękową liczbą Macha  $M_0$ , możliwe jest wyznaczenie kąta natarcia lotu  $\alpha$  w oparciu o pomiary ciśnienia statycznego w kilku punktach na zewnętrznym korpusie pocisku”*

Powyższa teza zostanie udowodniona w wyniku przeprowadzenia badań numerycznych i eksperymentalnych. Dzięki badaniom eksperymentalnym możliwa będzie korelacja funkcyjna otrzymanych wartości ciśnienia do: kąta natarcia  $\alpha$ , kąta ślizgu  $\beta$  i liczby Macha  $M_\infty$ . Równocześnie pozwoli na wyznaczenie wektora prędkości  $\vec{V}_\infty$ , ciśnienia statycznego opływu  $p_\infty$ , ciśnienia dynamicznego  $q_\infty$ . Jest to realizowalne dzięki wykorzystaniu opracowywanych algorytmów, których działanie zweryfikowano na otrzymanych wynikach z pomiarów rzeczywistych ciśnień na korpusie w czasie lotu.

Ważnym elementem pracy jest sprawdzenie czy oparta, na uzyskanych wynikach, konstrukcja sensora i logika działania jest właściwa do zastosowania w raketach przeciwlotniczych. W innych typach raket, z uwagi na niższą dynamikę lub otoczenie lotu, takie dane mogą nie być wymagane. Rakiety przeciwlotnicze poruszają się w atmosferze, co pozwala na uzyskanie tych informacji. Zaletą opracowanego układu jest fakt, że dostarcza on takich danych wyłącznie na podstawie rzeczywistych pomiarów ciśnienia na powierzchni kadłuba. Dzięki temu, układ może wspomagać systemy sterowania bez konieczności zastosowania dodatkowych czujników zewnętrznych, które cechują się licznymi związanymi z tym wadami. Model symulacyjny i numeryczny rozwiązania, odpowiadający na sformułowaną tezę, został zaaplikowany dla konkretnej geometrii rakiety, jednak algorytm oraz metodologia mogą zostać wdrożone do innych obiektów latających.

## 4 Metody badań

Realizacja badań systemu FADS dla rakiety opierała się na skonstruowaniu układu pomiarowego. Zadanie wymagało przygotowania instrumentów, pomiarów przepływu wokół wybranej geometrii, które zrealizowano w oparciu o badania tunelowe oraz zidentyfikowaną obwiednię warunków lotu i prototypowania algorytmów oraz oprogramowania.

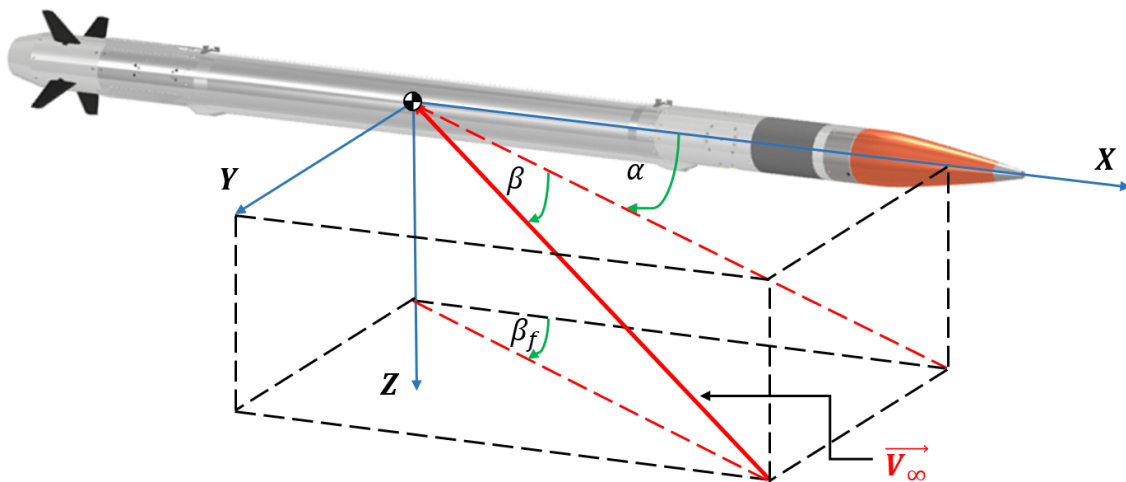
Ponieważ baza aerodynamiczna rakiety była do tej pory oparta o obliczenia analityczne, prace rozpoczęto od wykonania identyfikacji aerodynamicznej korpusu rakiety z wykorzystaniem metod numerycznych. Wykorzystywane modele CFD na najwydajniejszych, własnych, lokalnych stacjach roboczych nie dają wystarczająco szybkiej odpowiedzi w celu prototypowania kolejnych iteracji modeli po zmianach. Testy tunelowe nie spełniają swojej roli w tym przypadku z powodów czasowych (i terminowych), kosztowych i ilości zbieranych danych w różnych ustawieniach modelu [62, 63]. Nie są więc odpowiednie do wygenerowania pełnej korelacji parametrów w istniejących warunkach rozwoju techniki raketowej w Polsce, jednak w kolejnym etapie rozwoju posłużą do ich walidacji. W toku realizacji badań pojawiła się możliwość skorzystania z obliczeń zrównoleglonych i infrastruktury klastrowej, której zasoby dużej mocy zostały udostępnione przez Narodowe Centrum Badań Jądrowych – Centrum Informatyczne Świerk w ramach projektu EuroCC - National Competence Centres in the framework of EuroHPC [64]. Ustanowiono przypadek, którego wyniki wykorzystano do weryfikacji możliwości obliczeń dotyczących aerodynamiki raket. Wybrano nosek rakiety, który jako przypadek referencyjny został użyty do weryfikacji koncepcji. Skwantyfikowano ten przypadek obliczeniowy i otrzymano wyniki wykorzystane w tej pracy. Posłużyły one do wyboru miejsc rozlokowania czujników i próby sprzęgnięcia ich z algorytmami.

Do celów weryfikacyjnych, zrealizowano trzy sesje pomiarowe w naddźwiękowym tunelu aerodynamicznym. Badania zostały przeprowadzone w tunelu aerodynamicznym wysokich prędkości N-3 w Laboratorium Badań Aerodynamicznych Sieci Badawczej Łukasiewicz – Instytutu Lotnictwa, przy liczbie Macha  $M_\infty = 1,5$ , w zakresie kątów natarcia  $0 \div 15^\circ$ . Wykonano również czwarty test uzupełniający, dla modelu obróconego wokół osi  $X$  o  $22,5^\circ$ . Ciśnienie mierzono w punktach poboru rozlokowanych na nosku rakiety oraz na korpusie.

Ostateczną próbą weryfikacji przewidzianą w pracy były badania w locie. Przewidziano do tego celu lot naddźwiękowy na rakiecie sterowanej, jednak ten z powodu awarii technicznej

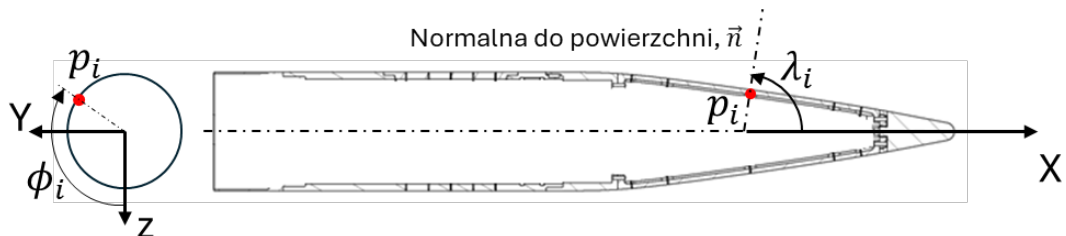
nie pozwolił na rejestrację wyników podczas ostatnio realizowanej kampanii testowej. Dlatego też przedstawione wyniki odnoszą się do zrealizowanego w późniejszym terminie testu na rakiecie poddźwiękowej, dla której układ pomiarowy rejestrował parametry lotu. Następnie porównano je z danymi z jednostki nawigacyjnej, co zostało zaprezentowane w dalszej części pracy.

Przetworzenie otrzymanych danych o ciśnieniu lokalnym i symulacje realizowane były poprzez rozwój algorytmów identyfikacji danych o locie. Algorytm został skalibrowany dzięki danym pochodzącym z obliczeń numerycznych. Podjęto się rekonstrukcji przebiegu zmiany kątów lotu rakiety z wykorzystaniem zarejestrowanych parametrów na krótkim odcinku występowania najwyższych przeciążeń, gdzie stosunek sygnału do szumu był wyraźnie wyższy i możliwy był odczyt rzetelnych wartości ciśnień.



Rys. 12. Definicja kąta natarcia i kąta ślizgu w odniesieniu do układu współrzędnych związanej z rakietą.

Źródło: Opracowanie własne.



Rys. 13. Definicja współrzędnych czujników ciśnienia lokalnego. Źródło: Opracowanie własne.

Na Rys. 12. przedstawiono wizualnie definicje kąta natarcia  $\alpha$ , kąta ślizgu  $\beta$  oraz kąta bocznego  $\beta_f$ , który powstaje poprzez zrzutowanie kąta ślizgu na płaszczyznę  $XY$ , wykorzystywanych w dalszej części dokumentu.

$$\beta = \text{atan}(\tan \beta_f \cos \alpha)$$

Na Rys. 13. zdefiniowano układ współrzędnych czujników używany w modelu aerodynamicznym wykorzystywanym w algorytmach. W tym miejscu należy zauważyć, że w dalszych częściach pracy, wszelkie pozycje mierzone są od początku układu współrzędnych przesuniętego tak, aby był styczny do noska.

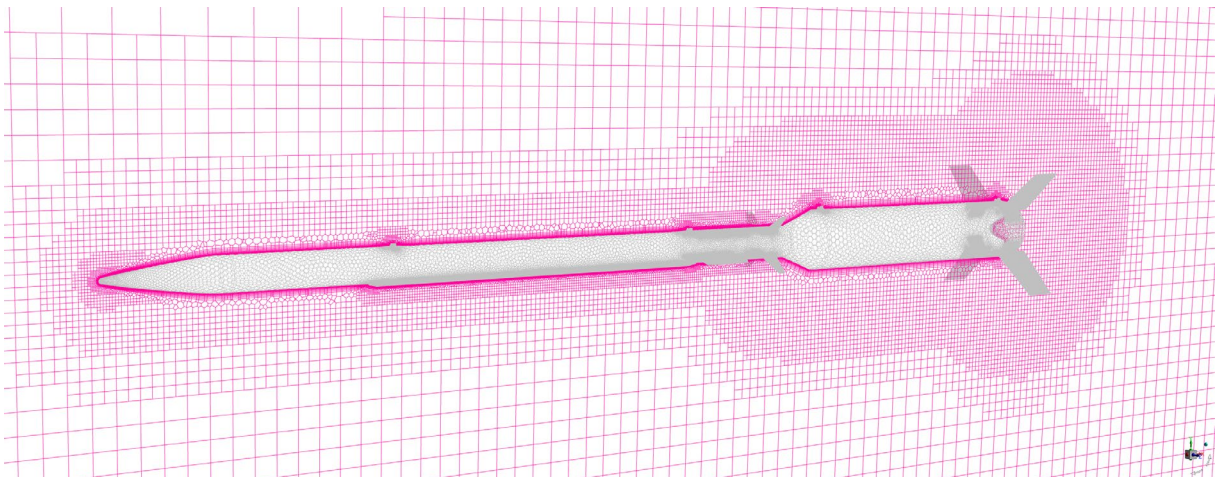
#### 4.1 Modelowanie CFD

Celem obliczeń jest uzyskanie informacji o rozkładzie ciśnień na korpusie modelu pocisku raketowego, ocena przydatności i efektywności infrastruktury HPC w obliczeniach aerodynamiki rakiet. Weryfikacja kosztów eksploatacyjnych i marży ze względów wdrożeniowych była kluczowa. Poznanie stosunku progu wejścia do względnej użyteczności infrastruktury dużych mocy obliczeniowych jest również istotnym parametrem dla funkcji przyszłych prac z dziedziny numerycznego przetwarzania danych w technice raketowej. Analizowana była użyteczność operacyjna środowiska, rozumiana jako połączenie: łatwości uruchamiania i konfigurowania zadań (kolejkowanie, konteneryzacja, automatyzacja), dojrzałości ekosystemu narzędziowego, przenośności wyników, stabilności długotrwałych kampanii obliczeniowych oraz skalowalności. Fundamentalna jest równoległa weryfikacja parametrów wydajnościowych (czas do wyniku, koszty pośrednie związane z alokacją zasobów) oraz koszty eksploatacyjne w ujęciu marży i kosztu godziny obliczeniowej, co umożliwia oszacowanie przyszłych wdrożeń.

Aby przeprowadzić obliczenia przygotowano kompletny model geometryczny pocisku, zbudowano siatkę obliczeniową oraz dobrano ustawienia solvera numerycznego wraz z parametrami brzegowymi i warunkami początkowymi. W dalszym ciągu pracy opisano od strony teoretycznej i praktycznej podejście do modelowania na potrzeby kalibracji czujnika.

### 4.1.1 Siatka obliczeniowa

Z wykorzystaniem oprogramowania Fluent Mesher i podejścia *watertight geometry meshing* wygenerowano właściwą siatkę nieruchomą w technologii *mosaic*, która łączy technologię *hexcore* z wielościanową warstwą przyścienną (*polyhedral*) dopasowującą się do właściwości geometrii. Użycie tej metody pozwala na zminimalizowanie dyfuzji numerycznej względem siatek strukturalnych (HEX), a jednocześnie oszczędza ilość elementów siatki względem siatek niestructuralnych – czworosciennych (TET). Generacja przebiega automatycznie. Ścianom nadano właściwe nazwy, które określono wcześniej do celów post-processingu. Dodano również izolacje z i l, które omówione zostały w dalszej części opracowania.



Rys. 14. Widok ogólny siatki w płaszczyźnie symetrii i siatki na powierzchni rakiety.

Źródło: Opracowanie własne.

Warstwa przyścienna została zoptymalizowana pod przepływy szybkie (parametr  $y^+ \approx 1$ ), to znaczy dla dużych liczb Macha,  $M > 3,0$ . Zostanie ona użyta do wszystkich korelacji parametrów jako uniwersalna warstwa przyścienna. Czas oszczędzony na generacji siatki skompensuje nieoptymalny dobór rozmiaru elementów warstwy przyściennej dla kolejnych przypadków obliczeniowych i potencjalną oszczędność na czasie obliczeń w przypadku zastosowania większych wysokości elementów w warstwie przyściennej. Rozmiar domeny obliczeniowej z tego względu osiągnął ilość około 6 milionów elementów. Siatka służy obliczeniom jedynie w reżimie naddźwiękowym z uwagi na wymiary obszaru domykającego. Na Rys. 14. pokazano geometrię obiektu, siatkę powierzchniową obiektu i miejsca zagęszczeń.

## 4.1.2 Model turbulencji

Model turbulencji Spalarta-Allmarasa (SA) jest modelem jednorównaniowym [65], który rozwiązuje równanie transportu dla zmiennej związanej z kinematyczną lepkością turbulentną. Takie rozwiązanie tworzy całkiem nową klasę modeli równań, w których nie ma konieczności obliczania skali długości związanej z lokalną grubością warstwy przyściennej. Model SA został zaprojektowany specjalnie do zastosowań w przemyśle lotniczym. W tym zastosowaniu występują przepływy ograniczone ścianką i model okazał się dawać bardzo dobre wyniki dla warstw granicznych poddawanych dodatnim gradientom ciśnienia (ang. *adverse pressure gradient*). Są to sytuacje rosnącego ciśnienia w kierunku przepływu na skutek hamowania gazu, co prowadzi do oderwania. Dzięki temu rozwiązanie zyskuje również popularność w zastosowaniach związanych z maszynami wirnikowymi.

Aby osadzić model SA w szerszym kontekście, stosuje się dekompozycję pola prędkości Reynoldsa  $u = \bar{u} + u'$ , która prowadzi do uśrednionych równań Naviera–Stokesa (RANS – Reynolds-Averaged Navier-Stokes) zawierających tensor naprężeń Reynoldsa. Przyjmując hipotezę Boussinesqa, zastępuje się ten tensor uogólnioną lepkością turbulentną  $\nu_t$ . Model SA dostarcza wartość  $\nu_t$  poprzez rozwiązanie pojedynczego równania transportowego dla zmiennej  $\tilde{\nu}$ , co upraszcza zamknięcie i redukuje koszt numeryczny w porównaniu z modelami dwu- i wielorównaniowymi, takimi jak  $k - \varepsilon$  czy  $k - \omega$ . W efekcie rozwiązywane są równania RANS z uśrednionymi członami nieliniowymi, a model turbulencji SA pełni rolę zamknięcia turbulencyjnego, zapewniając wiarygodną rekonstrukcję naprężeń turbulentnych w typowych warunkach inżynierskich.

W aplikacji w środowisku obliczeniowym Fluent zastosowano model SA w celu wykorzystania funkcji ścian, gdy rozdzielczość siatki nie jest wystarczająco dobra, aby rozwiązać przepływ w podwarstwie lepkiej (laminarnej) przepływu. Może być on najlepszym wyborem dla względnie nieskomplikowanych symulacji, opartych na zgrubnych w obrębie warstwy przyściennej siatkach, gdzie dokładne obliczenia parametrów turbulencji nie są krytyczne. Obliczenia samego oddziaływania ciśnieniowego są zatem dobrze odwzorowywane, a model porównano na kątach natarcia  $\{0^\circ, 10^\circ, 20^\circ\}$  dla  $M = 1,5$  z modelami  $k - \varepsilon$  *Realizable* i  $k - \omega$  *Shear Stress Transport*. Obserwowane różnice dla wartości ciśnień występujących w punktach przecięć krzywych  $z$  i  $l$  na poziomie  $< 0,1\%$  uznano za nieistotne dla przypadków.

Lepkość turbulentną wirów  $\nu_t$  określają równania przedstawione poniżej:

$$\nu_t = \tilde{\nu} f_{v1} \quad , \quad f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}^3} \quad , \quad \chi := \frac{\tilde{\nu}}{\nu}$$

$$\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial t} + u_j \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} = C_{b1} [1 - f_{t2}] \tilde{S} \tilde{\nu} + \frac{1}{\sigma} \{ \nabla \cdot [(\nu + \tilde{\nu}) \nabla \tilde{\nu}] + C_{b2} |\nabla \tilde{\nu}|^2 \} - \left[ C_{w1} f_w - \frac{C_{b1}}{\kappa^2} f_{t2} \right] \left( \frac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2 + f_{t1} \Delta U^2$$

$$\tilde{S} \equiv S + \frac{\tilde{\nu}}{\kappa^2 d^2} f_{v2} \quad , \quad f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}}$$

$$f_w = g \left[ \frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right]^{1/6} \quad , \quad g = r + C_{w2} (r^6 - r) \quad , \quad r \equiv \frac{\overline{\nu}}{\tilde{S} \kappa^2 d^2}$$

$$f_{t1} = C_{t1} g_t \exp \left( -C_{t2} \frac{\omega_t^2}{\Delta U^2} [d^2 + g_t^2 d_t^2] \right)$$

$$f_{t2} = C_{t3} \exp (-C_{t4} \chi^2)$$

$$S = \sqrt{2 \Omega_{ij} \Omega_{ij}}$$

gdzie:

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} (\partial u_i / \partial x_j - \partial u_j / \partial x_i)$$

Stałe wyrażają następujące wartości:

$$\begin{aligned} \sigma &= 2/3 \\ C_{b1} &= 0,1355 \\ C_{b2} &= 0,622 \\ \kappa &= 0,41 \\ C_{w1} &= C_{b1} / \kappa^2 + (1 + C_{b2}) / \sigma \\ C_{w2} &= 0,3 \\ C_{w3} &= 2 \\ C_{v1} &= 7,1 \\ C_{t1} &= 1 \\ C_{t2} &= 2 \\ C_{t3} &= 1,1 \\ C_{t4} &= 2 \end{aligned}$$

### 4.1.3 Ustawienia modułu obliczeniowego

Obliczenia w warunkach ustalonych zostały wykonane z użyciem solvera sprzężonego *density-based* z użyciem niejawnych schematów linearyzacji równań *implicit* [66] i metody dyskretyzacji strumieni  $AUSM^+$  [67]. Solver sprzężony lepiej radzi sobie z przepływami supersonicznymi i lepiej odwzorowuje powstające nieciągłości w formie fal uderzeniowych, pozostając przy tym stabilnym.  $AUSM^+$  jest następcą  $AUSM$  (Advection Upstream Splitting Method) [68] i jedną z dwóch metod, razem z Roe [69], dostępną w pakiecie Fluent. Metoda  $AUSM$  jest schematem bardzo uniwersalnym i prostym algorytmicznie, a stąd szybkim. Zachowuje stopień zbieżności i dokładność od małych prędkości Macha aż do przepływów hipersonicznych, stąd został wybrany jako gwarantujący szybszą zbieżność wyników.

Podjęty problem ma burzliwy charakter i występują problemy ze stabilnością obliczeń na początku procesu iterowania, w związku z czym skorzystano z inicjalizacji FMG (Full Multi-Grid). Polega ona w pierwszym kroku na wykonaniu standardowej inicjalizacji przypisującej interpolowane wartości ciśnień komórkom między wlotami, a wylotami. Następnie wykonywane są adaptacje rozrzedzające siatkę obliczeniową, w celu zmniejszenia liczby elementów poprzez łączenie sąsiednich komórek. W przypadku wybrania 5 cykli uzyskujemy 5 wirtualnych siatek, z których każda jest rzadsza o około 75% elementów (łączenie 4 komórek sąsiadujących w jedną) od bazowej. Solver prowadzi obliczenia wstępne na siatce rzadszej i mapuje rozwiązanie po kilkuset iteracjach na siatkę gęstsza, interpolując je w punktach pośrednich na siatce gęstszej, a następnie cykl jest powtarzany do czasu powrotu do siatki referencyjnej. W ten sposób otrzymujemy rozwiązanie wstępne, bliskie oczekiwanemu i kontynuujemy obliczenia na siatce bazowej, w celu dokładniejszego rozwiązania pól ciśnień i prędkości zwłaszcza w obszarach przyściennych. Rozwiązanie stosowane jest przede wszystkim z powodów trudności w uzyskaniu stabilnego rozwiązania stacjonarnego dla tak szerokiego zakresu prędkości. Schematy relaksacyjne posiadają parametry gaszące oscylacje. Te gaszone zbyt wolno tym sposobem i prowadzą do rozbiegania się wyników. Na mniejszych siatkach amplituda oscylacji jest relatywnie wyższa, stąd gaszenie przebiega bardziej agresywnie. Z tego powodu użycie FMG jest jedną z efektywniejszych metod na uzyskanie wyników szybciej i jedyną, która sprawdziła się jako dająca stabilność w przypadku aerodynamiki rakiety. Dodatkowo włączona jest opcja HOTR (High Order Term Relaxation), przyspieszająca relaksację członów wyższych rzędów, zmniejszając współczynnik podrelaksacji dla przepływu stacjonarnego do udziału wynoszącego 0,25.

Obliczenia rozpoczynane są bez modelowania efektów lepkości, czyli jako przepływ nielepki, co doskonale sprawdza się w przypadku, gdzie dominujące są obszary wysokich liczb Reynoldsa, a siły bezwładności są znacznie większe od lepkościowych w płynie. Po uzyskaniu wstępnej zbieżności reszt równań ciągłości i pędu dołączane są człony lepkościowe poprzez włączenie modelu turbulencji i prowadzenie obliczeń przez kolejne iteracje, najpierw z użyciem pierwszorzędowego schematu dyskretyzacji członów równania pędu, a następnie po kilku tysiącach iteracji – drugorzędowego. Taka strategia pozwoliła na uzyskanie rozwiązania na użytych siatkach obliczeniowych o zbieżności reszt równań ciągłości i pędu poniżej  $\epsilon_{res} < 10^{-3}$  w każdym przypadku. Monitorowane również były wartości bilansu masowego pomiędzy wylotem i wlotem domeny. We wszystkich obliczeniach uzyskano maksymalny błąd względny tych wartości mniejszy niż 1%, co kończyło obliczenia po wykonaniu minimalnej liczby iteracji.

Wlot do domeny został zrealizowany z użyciem warunku brzegowego typu *pressure-far-field*. Intensywność turbulencji w przepływie swobodnym wynosi 0,5% [70]. Skala turbulencji wynosi 1% średnicy pocisku. Wylot zrealizowano za pomocą warunku *pressure-outlet*. Ścianka rakiety typu *wall* jest ścianką adiabatyczną i została podzielona na sekcje: *nose*, *body*, *boattail* i *nozzle* oraz *booster*, odpowiadające kolejnym segmentom rakiety. Pozostałe parametry przepływu zostały ujęte poniżej:

- ciśnienie normalne,  $p_{\infty} = 101\,325\text{ Pa}$ ,
- gęstość,  $\rho_{\infty} = 1,2257\text{ kg/m}^3$ ,
- temperatura statyczna,  $T_{\infty} = 288\text{ K}$ ,
- prędkość dźwięku,  $a = 340,3\text{ m/s}$ .

Do zmiany prędkości i wektora kątów natarcia i ślizgu skorzystano z pomocy skryptu startowego typu *journal* automatycznie generowanego na podstawie wzorca, który wywoływano po każdorazowym osiągnięciu zbieżności przez przypadek poprzedni. Podmieniane były wartości warunku brzegowego, wektora prędkości przepływu, w solverze pochodzącego z korelacji zbudowanej w arkuszu kalkulacyjnym. Bazą dla danych był dołączony do skryptu obliczeniowego plik z wybranymi przypadkami parametrów lotu, które zostały ograniczone do wybranych liczb Macha z zakresu  $1,15 \div 4$ , kąty natarcia  $0 - 30^{\circ}$  i kąty ślizgu  $0 - 30^{\circ}$ . Otrzymano prawie 1400 różnych możliwych konfiguracji lotu. Z uwagi na ograniczenia mocy i czasu zrezygnowano ze sprawdzania lotu rakiety na wychylonych

sterach, co dodałoby kolejne 4 zmienne i w efekcie zwiększyłyby koszty obliczeniowe o co najmniej rząd wielkości.

W momencie wystąpienia potrzeby zbadania układu także w reżimie prędkości poddźwiękowych wykonano obliczenia tylko na samym, osiowoosymetrycznym nosku i skorzystano w tym miejscu z algebraicznego generowania danych przy różnych wartościach kąta ślizgu  $\beta$ , wychylając wektor prędkości tylko dla uzyskania ruchu w płaszczyźnie pochylania. Od  $M = 0,2$  do  $M = 1,1$  co  $\Delta M = 0,1$  z dodatkowym zagęszczeniem wokół prędkości dźwięku. Tymi danymi uzupełniono tabelę dla wartości naddźwiękowych. Dane poniżej  $M = 0,2$  można uzupełnić za pomocą aproksymacji Prandtla-Glauerta.

#### 4.1.4 Uruchomienie zadań obliczeniowych

Do uruchomienia zadań wykorzystano system zarządzania zasobami SLURM i superkomputer CIŚ znajdujący się w miejscowości Świerk. Infrastruktura zaczęła powstawać w 2013 roku jako projekt dla infrastruktury i usług dla energetyki, i jest jednym z siedmiu superkomputerów w Polsce. Sukcesywnie rozwijane zasoby obecnie dysponują 31 640 rdzeniami obliczeniowymi o wydajności 1053 TFLOPS [71].

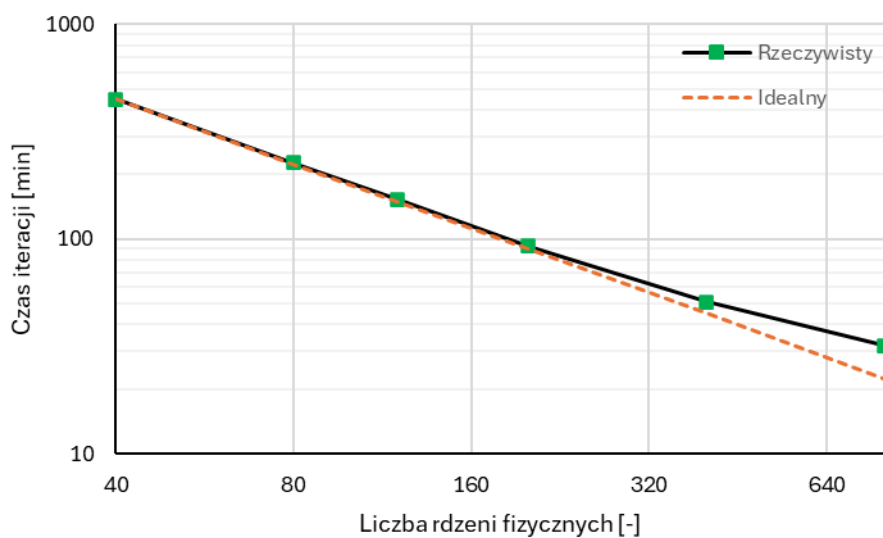
Standardowe kolejkowanie polegające na uruchamianiu kolejnych zadań w systemie SLURM nie sprawdza się do wykonywania wielu stosunkowo małej wielkości obliczeń, właściwych aerodynamice rakiet. Liniowa skalowalność obliczeń jest bardzo szybko tracona, więc z punktu widzenia optymalizacji zużycia zasobów racjonalne jest wykorzystywanie minimum możliwych do zakolejkowania węzłów obliczeniowych, a w zamian zwiększanie liczby kolejek. Jak pokazały benchmarki dla przypadku zawierającego około 6 milionów komórek, ten liniowo skaluje się do 120 rdzeni (3 węzły w CIŚ). Zależność zwizualizowano na Rys. 15. To jest maksymalna wartość, dla której zysk przy uruchamianiu zadania jest w granicy 1:1 w stosunku czasów do ilości przydzielonych rdzeni fizycznych. Identyczne benchmarki wykonano dla przypadku poddźwiękowego i pokazano je na Rys. 16., gdzie również na skali logarytmicznej zaobserwowano liniową zależność tego stosunku. W zamian zdecydowano w tym przypadku na sprawdzenie stosunku czasu iteracji do czasu trwania zadania. Poza stratą mocy na iteracjach z uwagi na niewykorzystanie optymalnego punktu pracy znaczący wpływ zaczyna mieć komunikacja międzywęzłowa zarówno w systemie jak i w oprogramowaniu ANSYS Fluent na czas pojedynczo wykonywanego zadania w kolejce. Obserwując to,

zdecydowano się na szeregowe uruchamianie podzielonych na zasoby licencyjne zadań, aby ten koszt czasu na uruchomienie zadania ponieść jednokrotnie na stos przypadków.

Wykorzystane do utworzenia macierzy parametry zaprezentowano w Tab. 2. Posiadając te dane, stworzono skrypty startowe i stosy uruchamiające symulacje.

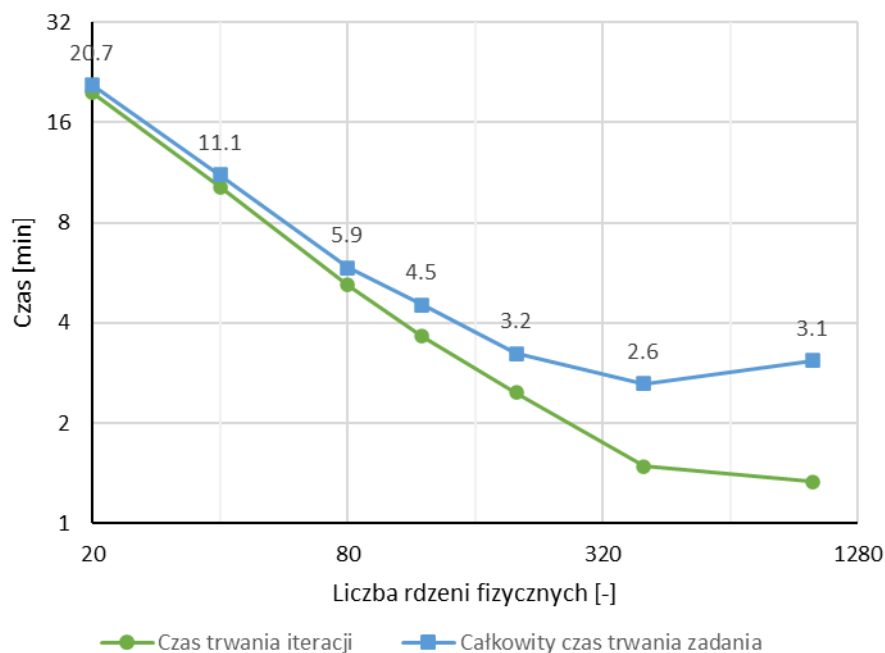
Tab. 2. Korelacja parametrów do utworzenia przypadków obliczeniowych CFD.

Reżim	Mach	Kąt natarcia	Kąt ślizgu
Naddźwięk – cała rakietą, 6M elementów	$M_\infty =$ $= \left\{ \begin{array}{l} 1,15; \\ 1,2; 1,3; 1,4; \dots; 3,0; \\ 3,2; 3,5; 4,0 \end{array} \right\}$	$\alpha =$ $= \left\{ \begin{array}{l} 0; 1; 2; 3; 4; 5; 6; \\ 10; 15; 20; 25; 30 \end{array} \right\}^\circ$	$\beta =$ $= \left\{ \begin{array}{l} 0; 1; 2; 3; 4; 5; 6; \\ 10; 15; 20; 25; 30 \end{array} \right\}^\circ$
Poddźwięk, tylko nosek i korpus do silnika, 1,5M elementów	$M_\infty =$ $= \left\{ \begin{array}{l} 0,2; 0,3; 0,4; 0,5; 0,6; \\ 0,7; 0,8; 0,9; 0,95; \\ 0,98; 1,02; 1,05; 1,1 \end{array} \right\}$	$\alpha =$ $= \left\{ \begin{array}{l} 0; 1; 2; \dots 10; \\ 12; 14; \dots 20; \\ 25; 30 \end{array} \right\}^\circ$	$\beta = \{0\}^\circ$



Rys. 15. Czas iteracji w funkcji ilości zasobów dla siatki 6M w przepływie naddźwiękowym.

Źródło: Opracowanie własne.



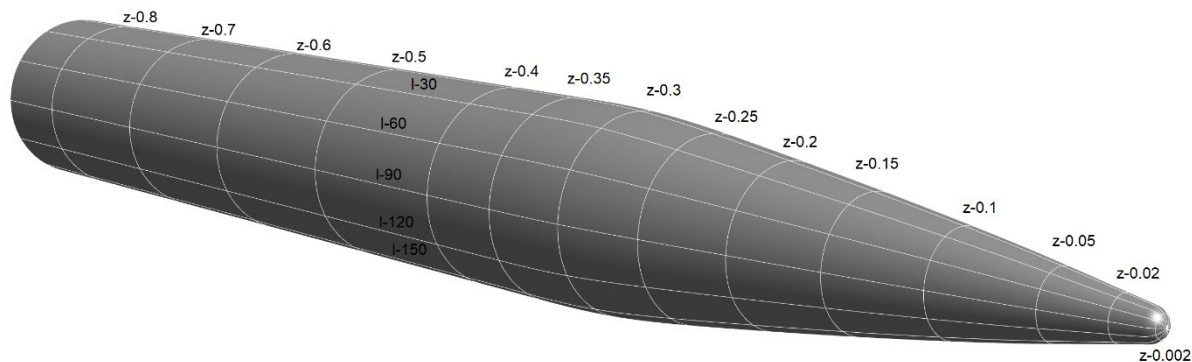
Rys. 16. Czas obliczeń w funkcji ilości zasobów dla siatki 1,5M w przepływie poddźwiękowym.

Źródło: Opracowanie własne.

Do wykonania obliczeń i pozyskania danych o ciśnieniu na pełnym modelu naddźwiękowym rakiety wykorzystano około 42 000 CPUh (rdzeniogodzin), a do uzupełnienia danych o wyniki dla opływu poddźwiękowego spożytkowano dodatkowe 8 000 CPUh.

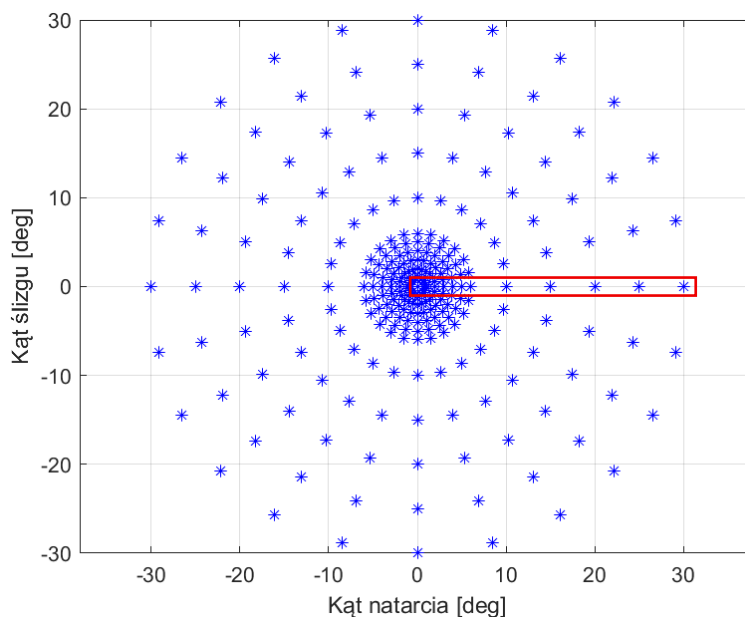
#### 4.1.5 Ekstrakcja wyników

Po wykonaniu obliczeń całej rakiety, rozpoczęto prace nad pozyskaniem wyników do pracy nad sensorami ciśnienia do ustalania kątów lotu rakiety przy manewrach i wysokich przeciążeniach. Aby osiągnąć ten cel, zdecydowano się po wstępnych analizach usunąć z rozważań miejsca niedostępne dla instalacji sensora w wersji rozwojowej rakiety, stąd zrezygnowano z montażu ich w części tylnej i usunięto z rozważań silnik. Poddano analizie elementy noskowe, które zarezerwowane są dla głowicy samonaprowadzającej oraz przedział aparaturowy. Na Rys. 17. przedstawiono użyty podział obiektu do pobrania danych do dalszej analizy algorytmicznej. Krzywe wygenerowano za pomocą funkcji *iso-surface* i przecięcia właściwych siatki płaszczyzn kątowych rozpatrywanych w układzie biegunowym i powierzchni rakiety.



Rys. 17. Podział rakiety na współrzędne azymutalne  $l$  i wzdłużne  $z$ . Źródło: Opracowanie własne.

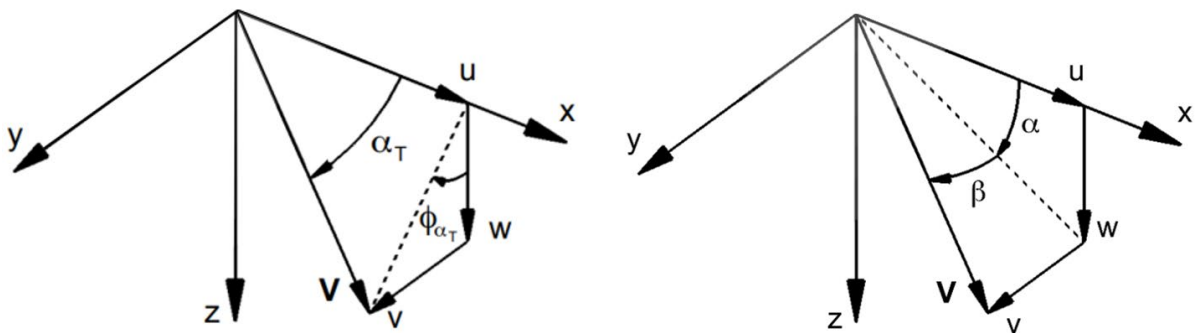
Z wykorzystaniem funkcji XY-Plot zapisano przebiegi ciśnienia na wyznaczonych krzywych, otrzymano wartości współczynnika ciśnieniowego, które z użyciem mogą być rozważane bezwymiarowo. Współczynniki są zależne od lokalizacji oraz liczby Macha. Otrzymane wyniki były zapisywane poprzez funkcjonalność pliku *journal<numer przypadku>.jou* uruchamianego za pomocą skryptu startowego macierzy obliczeń. Pełne dane obliczeniowe w formie plików rozszerzenia *.cas* również były zapisywane, aby pozostała aktywna możliwość pozyskania dodatkowych danych do analiz w zależności od występujących potrzeb.



Rys. 18. Współrzędne punktów z danymi na płaszczyźnie kąta natarcia i ślizgu po algebraicznym obrocie punktów wokół środka układu dla  $\beta = 0$ . Źródło: Opracowanie własne.

Do sprawdzania i przetwarzania otrzymanych wyników, z uwagi na ich ilość, użyto skryptu wykonującego interpolację pomiędzy uzyskanymi odczytami w zrzutowanych na krzywe punktach właściwych siatce, pobranymi z najbliższych komórek. Odczytano dane ze wszystkich przypadków i umieszczono je we wspólnej tabeli, która może być następnie analizowana. Do celów analizy wykonano podział zegarowy na 12 części, jednak w dalszych fazach nastąpiło przejście na 8 części. Z taką ilością obwodowo rozmieszczonych w macierzy czujników przygotowano pierwszy sensor.

Na Rys. 18. przedstawiono dostępne dane o ciśnieniu dla pary  $(\alpha, \beta)$  uzyskane w wyniku operacji algebraicznych z danych. Każda z par kątów posiada 8 wartości z punktów ciśnieniowych  $p_i$  rozmieszczonych co  $45^\circ$  wokół osi. Dane wygenerowano na podstawie danych z obliczeń zależnych od  $\alpha_T$ , czyli całkowitego kąta natarcia i kąta rotacji modelu wokół osi wzdłużnej obiektu,  $\varphi_{\alpha_T}$  (bądź  $\phi_{\alpha_T}$ ), który wynosił w symulacji CFD wartość zerową. Następnie dzięki wykorzystaniu symetrii uzyskane dane rotowano o stały kąt, tutaj wynoszący  $15^\circ$ , który umożliwił mapowanie danych na układ klasyczny  $(\alpha, \beta)$ .



Rys. 19. Opis równoważnych wektorów posługujących się inną notacją układu kątów w tym samym układzie współrzędnych. Źródło: Opracowanie własne.

Transformacja kątów z układu klasycznego na sferyczny, którą zobrazowano na Rys. 19., może być realizowana poprzez zastosowanie następujących przekształceń:

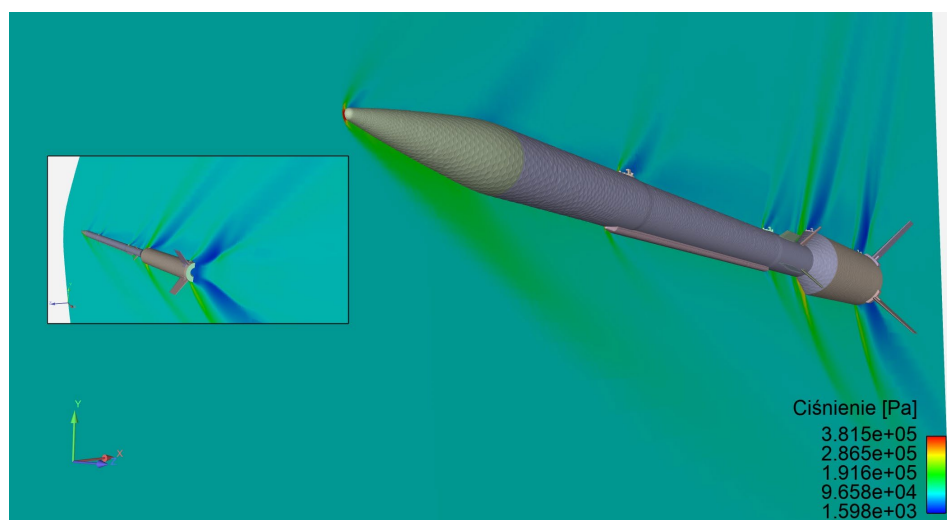
$$\alpha_T = \arcsin\left(\sqrt{\sin^2 \alpha + \sin^2 \beta}\right)$$

$$\varphi_{\alpha_T} = \arctan\left(\frac{\sin \beta}{\sin \alpha}\right)$$

Transformacja odwrotna natomiast odbywa się za pomocą równań:

$$\alpha = \arctan \left( \frac{\sin \alpha_T \cos \varphi_{\alpha_T}}{\cos \alpha_T} \right)$$
$$\beta = \arcsin(\sin \varphi_{\alpha_T} \sin \alpha_T)$$

Na Rys. 20. pokazano uzyskane dla wybranego punktu pracy rozkłady ciśnienia statycznego w obrębie korpusu rakiety. Modelowanie CFD udowodniło swoją przydatność już wcześniej w aplikacji do systemu Flush Air Data System [72], gdzie autorzy skalibrowali układ wyłącznie na danych CFD i uzyskali bardzo dobrą precyzję, porównywalną z odczytami IMU w teście. Rysunek pozwala na wprowadzenie w problematykę pomiaru na smukłej geometrii. Każda krzywizna generuje potencjalne miejsce oderwania, czy też powstania fali uderzeniowej. Jedyne „bezpieczne” miejsca lokowania sensora znajdują się na nosku rakiety i tuż za nim. Wchodząc na powierzchnię cylindryczną, uprawdopodobnia się fakt, że zaklinowanie sensorów względem opływu będzie zbyt małe, by wiarygodny odczyt nastąpił, a szумы wynikające z efektów tworzenia się struktur wirowych będą znacznie bardziej zaburzać odczyty układu. Optymalna byłaby miniaturyzacja i precyzyjne lokowanie sensorów w obrębie zaokrąglonej nasady noska. Obecnie jest ona wykonana z metalu, jednak w przypadku chęci integracji pocisku z głowicą optoelektroniczną lub radiolokacyjną stanowi to barierę technologiczną. Wymagałoby to jedynie uwzględnienia filtracji efektów uśredniania ciśnienia na przekroju otworu. Duże gradienty ciśnienia na stosunkowo dużym otworze generują nieprecyzyjny strumień wejścia. Przy miniaturyzacji otworu możliwe byłoby uzyskanie wyników, które będą bardzo słabo zależne od takiego zjawiska.



Rys. 20. Wykres konturowy ciśnienia w przekroju dla  $M = 1,5$  i  $\alpha = 5^\circ$ . Źródło: Opracowanie własne.

## 4.2 Badania w tunelu aerodynamicznym

Projekt i wykonanie obiektu badań oraz plan eksperymentu zostały zaproponowane i wykonane siłami autora pracy, zaś Laboratorium Badań Aerodynamicznych operujące w ramach Sieci Badawczej Łukasiewicz – Instytutu Lotnictwa udostępniło wymagania techniczne i służyło wsparciem merytorycznym w czasie projektowania modelu do badań i obsługą testu.

### 4.2.1 Tunel aerodynamiczny

Tunel aerodynamiczny N-3 jest tunelem typu wydmuchowego wyposażonym w komorę pomiarową o kwadratowym przekroju poprzecznym o wymiarach  $0,6 \times 0,6 \text{ m}$  i długości  $1,5 \text{ m}$ . Istniejące wyposażenie tunelu umożliwia prowadzenie badań zasadniczo w zakresie  $M = 0,3 \div 2,3$ . W szczególnie uzasadnionych przypadkach istnieje możliwość prowadzenia badań również przy niższej liczbie Macha, a mianowicie przy  $M = 0,2$  [73]. Zastosowanie eżektora ciśnieniowego z częściową recyrkulacją powietrza umożliwiło funkcjonowanie w trzech reżimach prędkości:

- poddźwiękowym,
- okołodźwiękowym,
- naddźwiękowym.

Tunel zasilany jest z dwóch kulistych zbiorników sprężonego powietrza o objętości łącznej wynoszącej  $2880 \text{ m}^3$  i maksymalnym ciśnieniu  $7 \text{ atm}$ . Powietrze sprężają sprężarki o mocy łącznej do  $2000 \text{ kW}$ , odpowiednio oczyszczone i osuszone [74]. Średni czas pracy tunelu wynosi:

- dla naddźwiękowych liczb Macha - do 3 minut (dla  $M = 1,5$  około 1 minuty),
- dla okołodźwiękowych liczb Macha - do 5 minut,
- dla poddźwiękowych liczb Macha  $M = 0,3 \div 0,5$  - do kilkunastu minut.

W zakresie prędkości poddźwiękowych i okołodźwiękowych w tunelu N-3 możliwe są do uzyskania liczby Macha od 0,2 do 1,15 poprzez zmianę ciśnienia spiętrzenia w komorze stabilizacyjnej. Ciśnienie to zmieniane jest poprzez zmianę szczeliny eżektora ciśnieniowego

przy jednoczesnym utrzymywaniu stałego ciśnienia w komorze eżektora za pomocą zaworu regulacyjnego nr 2. Zmiana liczby Macha w zakresie naddźwiękowym realizowana jest przez wymianę odpowiednio ukształtowanych wkładek zmieniających kształt dyszy w komorze dyszowej tunelu. Dla uzyskania odpowiedniej jednorodności i zmniejszenia turbulencji strumienia w komorze pomiarowej zastosowano dość dużą kontrakcję, określoną stosunkiem powierzchni przekrojów komory stabilizacyjnej i komory pomiarowej, wynoszącą 8,03. W tym celu także w komorze stabilizacyjnej umieszczono prostownicę strumienia powietrza oraz siatki deturbulizacyjne. Znajdujący się za komorą pomiarową dyfuzor naddźwiękowy posiada, dzięki czterem węzłom o położeniach regulowanych silnikami elektrycznymi, możliwość zmiany kształtu z rozbieżnego (stosowanego w zakresie pod- i okołodźwiękowym) do zbieżno-rozbieżnego dla zakresu naddźwiękowego.

Komora pomiarowa, w omawianych badaniach w zakresie naddźwiękowym  $M = 1,5$ , wyposażona była w ściany pełne, przy czym ściany górna i dolna były od siebie rozchylone w celu kompensacji narastania warstwy przyściennej. Na wyposażeniu tunelu nie znajdują się przestrzenie złożone z porowatych ścian z otworami celem kompensacji zjawisk powstawania fal stojących i dławienia przepływu, co mogło mieć wpływ na dalej omawiane wyniki.

Ciśnienie statyczne przepływu niezakłóconego  $p_{s\infty}$  mierzono na ścianach komory pomiarowej, a ciśnienie całkowite (spiętrzenia) przepływu  $p_{0\infty}$  w komorze stabilizacyjnej tunelu. Oba ciśnienia zbierane były czujnikami typu SONIX (o zakresach pomiarowych;  $\pm 260 \text{ kPa}$  dla  $p_{0\infty}$  i  $\pm 130 \text{ kPa}$ ) dla  $p_{s\infty}$ ; dokładność 0,01% od zakresu, pomiar ciśnienia absolutnego).

#### 4.2.2 Model do badań

Badanym obiektem był model noska i korpusu pocisku raketowego średnicy  $\varnothing 105 \text{ mm}$  (w skali 1:1), dostosowany do badań w tunelu aerodynamicznym N-3. Dostosowanie polegało na:

- skróceniu korpusu, aby uzyskać całkowitą długość  $L = 660 \text{ mm}$ ;
- wspawaniu paneli z otworkami w wycięte miejsca na części noska, gdzie niemożliwe było wiercenie wewnątrz małych średnic (Rys. 21.);
- wykonaniu serii otworków do pomiaru ciśnienia wraz z metalowymi rurkami na korpusie, umożliwiającymi połączenie czujników ciśnienia.



Rys. 21. Panele z punktami ciśnieniowymi i rurkami oraz nosek przed spawaniem. Źródło: Opracowanie własne.

Obiekt badań był wykonany ze stali 40HM i aluminium 6061-T6. Konstrukcyjnie składał się z następujących elementów (Rys. 22.):

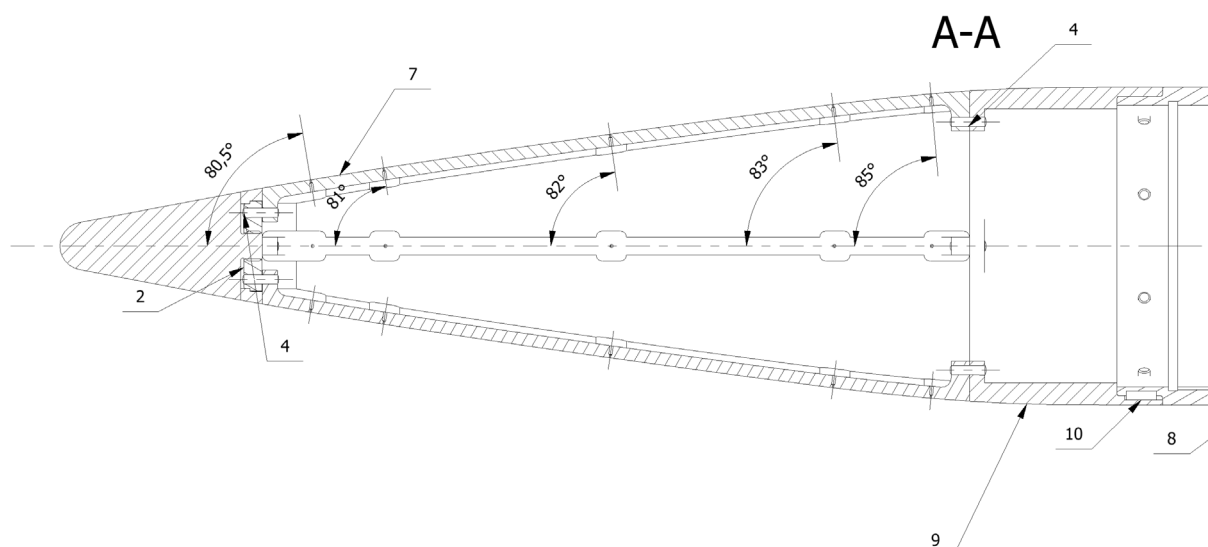
- korpusu (części centralnej, walcowej);
- pokrywy otworu dostępowego w korpusie (do celów instalacyjno-montażowych);
- części noskowej (będącej w głównej części wynikiem funkcji  $y = R \left(\frac{x}{L_n}\right)^{3/4}$ ), gdzie  $R$  to promień maksymalny,  $x$  to współrzędna osiowa, a  $L_n$  to długość noska;
- wręgi centralnej, ze stożkiem mocującym model w wysięgniku, stanowiącym element tunelu N-3. Do wręgi zamontowano dwa 32-kanalowe skanery ciśnienia ESP-32HD-DTC.

W obiekcie wykonano serię otworków pomiarowych o średnicy  $\varnothing 0,3 \text{ mm}$  na zewnątrz i  $\varnothing 1,1 \text{ mm}$  wewnątrz. Takie wymiary pozwalają na minimalizację wpływu uśredniania ciśnienia w przekroju otworu [75]. W czterech rzędach, co  $90^\circ$  rozmieszczono je na części noskowej, w lokalizacjach  $\lambda_i = \{80,5; 81; 82; 83; 85\}^\circ$  (Rys. 23.). Na części cylindrycznej w odległości od noska wynoszącej  $x_i = \{-0,41; 0,43; 0,45; 0,47; 0,49\} \text{ m}$  rozmieszczono po 8 symetrycznie rozmieszczonych na średnicy punktów. Wewnątrz modelu, pod każdym z otworków, wklejono w otwory rurki z brązu o średnicy zewnętrznej  $\varnothing 1,1 \text{ mm}$ , wygięte w kierunku skanerów ciśnienia. Gięcia rurek dokonano za pomocą wykonanej specjalnie giętarki. Użyto kleju wysokotemperaturowego na bazie żywicy epoksydowej z wypełniaczem. Wspomniane rurki służą do podłączenia skanerów ciśnienia do punktów (za pośrednictwem elastycznych rurek igielitowych – rurki impulsowe produkcji TE Connectivity). W korpusie osadzono rurki krótkie, zagięte o  $90^\circ$ , co zdało egzamin z punktu widzenia łatwości i skuteczności montażu. Natomiast w części noskowej wklejono rurki długie, kończące się

w pobliżu płaszczyzny podziału modelu. Ze względu na pozycję wręgi rurki nie wychodziły z części noskowej, co wymuszało konieczność użycia specjalistycznych narzędzi do ich montażu. Utrudniony dostęp doprowadził do uszkodzenia (wyboczenia i zagniecenia) jednej z rurek metalowych. Lepszym rozwiązaniem byłoby przedłużenie rurek, aby rurki igielitowe były osadzone za płaszczyznę podziału elementów – dałoby to dostęp od różnych stron i umożliwiło montaż rurek palcami.



Rys. 22. Elementy obiektu badań tunelowych, w czasie montażu. Źródło: Opracowanie własne.



Rys. 23. Rozmieszczenie punktów pomiarowych w obrębie modelu noska do badań tunelowych. Źródło: Opracowanie własne.

Każdy z punktów pomiarowych otrzymał indywidualne oznaczenie do badań tunelowych jednoznacznie wskazujące jego położenie w walcowym układzie współrzędnych:

- L – wzdłuż osi, przy czym  $L = 0$  odpowiadało noskowi pocisku i współrzędną odmierzano ku tyłowi ( $-x_i$ ),
- phi ( $\varphi$ ) – położenie azymutalne (zegarowe), przy czym  $\varphi = 0$  odpowiadało wyjściu portu w kierunku zgodnym z osią  $-Z$  i współrzędną odmierzano zgodnie z kierunkiem ruchu wskazówek zegara, patrząc od tyłu.

Należy mieć na względzie, że taki układ współrzędnych różni się od przyjętego w algorytmach, stąd dane należy przetransformować. W części noskowej wykonano cztery rzędy co  $90^\circ$  i każdy z nich zawierał pięć otworków:  $L = \{80, 105, 180, 250, 285\} mm$  (wartości w zaokrągleniu odpowiadające kątowi  $\lambda_i$ ). Z kolei na korpusie wykonano osiem rzędów co  $\Delta\varphi = 45^\circ$  ( $\varphi_i = \{0, 45^\circ, 90^\circ, 135^\circ, 180^\circ, 225^\circ, 270^\circ, 315^\circ\}$ ) i każdy z nich zawierał pięć punktów pomiarowych w wyszczególnionych przekrojach. Dane o podłączeniach zebrano w Tab. 3. Zgodnie z informacją przedstawioną w tabeli, cztery punkty pomiarowe zostały wyeliminowane:

- L-180 phi-000 (rurka metalowa uszkodzona wskutek utrudnionego dostępu),
- L-285 phi-000 (rurka wklejona nieprawidłowo – zagięciem ku przodowi, nie naprawiona),
- L-285 phi-090 (rurka wklejona nieprawidłowo – zagięciem ku przodowi, nie naprawiona),
- L-250 phi-270 (wskazane ciśnienie bliskie atmosferycznemu, co sugeruje niedrożność).

Tab. 3. Oznaczenia i status podłączeń punktów pomiarowych.

Skaner 1 (nr fabr. 321433) zakres $\pm 103$ kPa (15 psi)			Skaner 2 (nr fabr. 321432) zakres $\pm 103$ kPa (15 psi)		
Kanał	Oznaczenie	Uwagi	Kanał	Oznaczenie	Uwagi
1	L-80 phi-000		1	L-470 phi-045	
2	L-105 phi-000		2	L-490 phi-045	
3	uszk_L-180 phi-000	uszkodzony	3	L-410 phi-090	
4	L-250 phi-000		4	L-430 phi-090	
5	uszk_L-285 phi-000	nieprawidłowy	5	L-450 phi-090	
6	L-80 phi-090		6	L-470 phi-090	

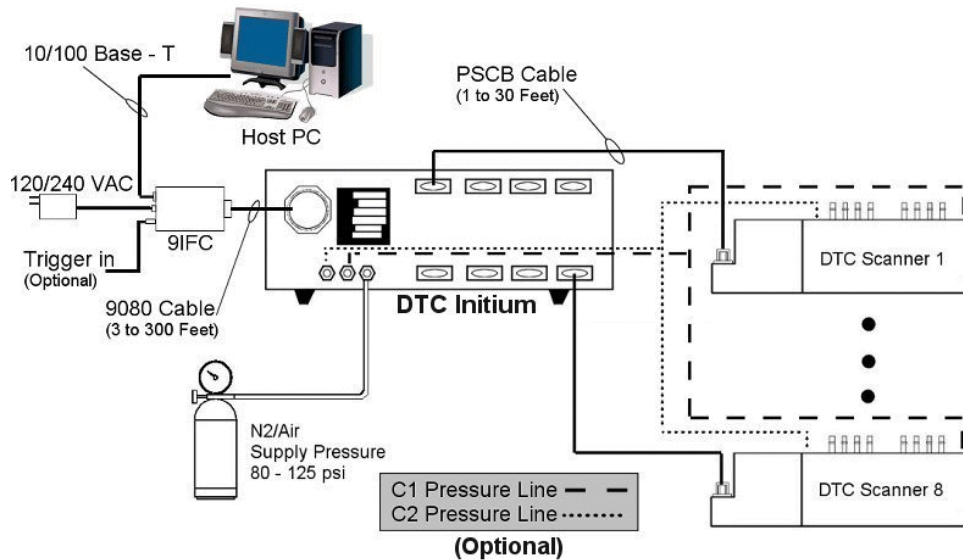
7	L-105 phi-090		7	L-490 phi-090	
8	L-180 phi-090		8	L-410 phi-135	
9	L-250 phi-090		9	L-430 phi-135	
10	uszk_L-285 phi-090	nieprawidłowy	10	L-450 phi-135	
11	L-80 phi-180		11	L-470 phi-135	
12	-105 phi-180		12	L-490 phi-135	
13	L-180 phi-180		13	L-410 phi-180	
14	L-250 phi-180		14	L-430 phi-180	
15	L-285 phi-180		15	L-450 phi-180	
16	L-80 phi-270		16	L-470 phi-180	
17	L-105 phi-270		17	L-490 phi-180	
18	L-180 phi-270		18	L-410 phi-225	
19	uszk_L-250 phi-270	niedrożny	19	L-430 phi-225	
20	L-285 phi-270		20	L-450 phi-225	
21	L-410 phi-000		21	L-470 phi-225	
22	L-430 phi-000		22	L-490 phi-225	
23	L-450 phi-000		23	L-410 phi-270	
24	L-470 phi-000		24	L-430 phi-270	
25	L-490 phi-000		25	L-450 phi-270	
26	L-410 phi-045		26	L-470 phi-270	
27	L-430 phi-045		27	L-490 phi-270	
28	L-450 phi-045		28	L-410 phi-315	
29	<i>brak</i>		29	L-430 phi-315	
30	<i>brak</i>		30	L-450 phi-315	
31	<i>brak</i>		31	L-470 phi-315	
32	<i>brak</i>		32	L-490 phi-315	

#### 4.2.3 Układ pomiarowy

Do pomiarów wykorzystano system oparty na układzie pomiaru ciśnień DTC Initium firmy Measurement Specialties Inc. (teraz część TE Connectivity). Jest on układem pomiarowym do badań ciśnieniowych złożony z:

- jednostki centralnej DTC Initium,
- zestawu max. ośmiu wymiennych wielokanałowych skanerów ciśnienia różnicowego ESP-32HD DTC lub ESP-64HD DTC (odpowiednio 32- i 64-kanałowych),
- układu interfejsu 9IFC służącego do podłączenia zasilania, transmisji danych i sygnałów wyzwalających,
- zasilacza.

Połączenie poszczególnych elementów odbywa się przy pomocy przewodów PSCB (łączyjących każdy ze skanerów ESP z jednostką centralną), jednego przewodu 9080 (łąiącego moduł 9IFC i jednostkę centralną) oraz przewodu STP/UTP do zapewnienia transmisji danych z komputerem.



Rys. 24. Schemat systemu DTC Initium. Źródło: [76].

Jednostka DTC Initium (Rys. 24.) zbiera dane z wielokanałowych czujników (skanerów) ciśnienia serii ESP. Pojedynczy skaner ESP składa się z układu pomiarowego zbudowanego na piezoelektrycznych czujnikach ciśnienia (16, 32 lub 64), układu multipleksera, pamięci i wzmacniacza. Oznaczenie skanera mówi o liczbie kanałów, cyfrowej kompensacji temperatury (DTC) i generacji. Przykładowo skaner ESP-32HD-DTC Gen2 to skaner 32-kanałowy II generacji z cyfrową kompensacją temperatury. Do badań wykorzystano właśnie taki skaner II generacji. Skanery drugiej generacji wyróżniają się dodanym oznaczeniem „Gen 2” i zwiększoną częstotliwością multipleksowania z 20 kHz do 70 kHz. Przekłada się to na potencjalne zwiększenie częstotliwości próbkowania ciśnienia w całym systemie.

Bezpieczny zakres pracy skanerów ESP stanowi:

- 400% zakresu pomiarowego dla skanerów o zakresie pomiarowym do  $\pm 207 \text{ kPa}$  (30 psi),
- 150% zakresu pomiarowego dla skanerów o zakresie pomiarowym powyżej  $\pm 207 \text{ kPa}$  (30 psi).

#### 4.2.4 Przygotowania i przebieg badań

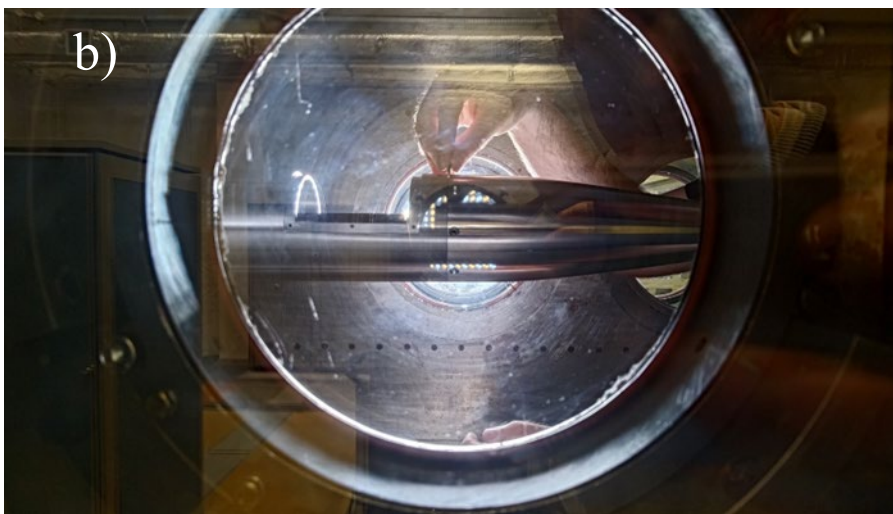
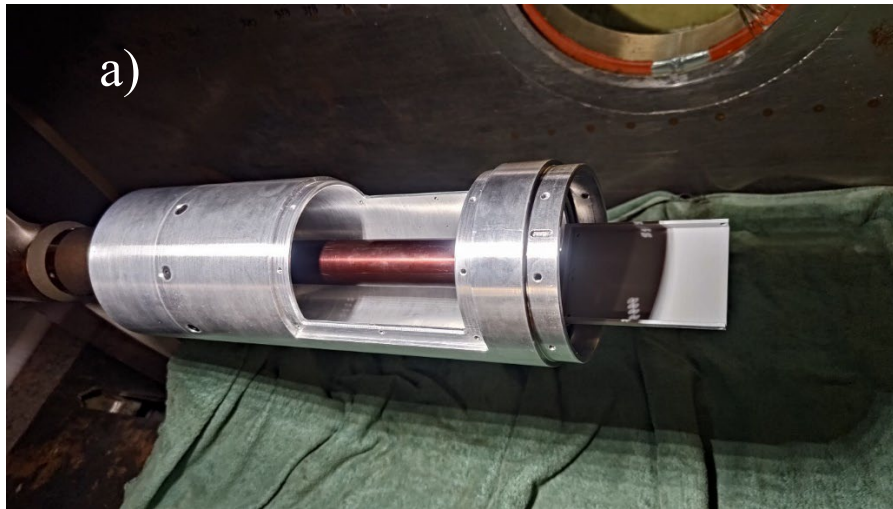
Przed montażem obiektu wykonano sprawdzenie sztywności giętej wysięgnika zgodnie z instrukcją tunelową IW.08/LA [77]. Otrzymany kąt ugięcia wysięgnika jest dany równaniem:

$$\Delta\alpha = -0,00071 \cdot P_{zw} - 0,01066 \cdot M_{yw}$$

$P_{zw}$  i  $M_{yw}$  oznaczają odpowiednio siłę pionową i moment gnący, wyrażone w układzie związanym z hipotetyczną wagą tensometryczną. W opisywanych badaniach poprawki na ugięcie wysięgnika nie wprowadzono, natomiast oszacowanie obciążeń wskazało, że popełniany w ten sposób błąd jest akceptowalny. Zgodnie z obliczeniowymi charakterystykami obiektu do badań maksymalny współczynnik siły nośnej wynosi 1,0 przy kącie natarcia  $15^\circ$ , zaś maksymalny współczynnik momentu (względem gniazda wysięgnika) wynosi 0,12 przy kącie natarcia  $10^\circ$ . Zatem jeśli ciśnienie dynamiczne wynosi  $70 \text{ kPa}$ , a powierzchnią odniesienia jest powierzchnia czołowa pocisku, maksymalna siła nośna wynosi  $606 \text{ N}$ , a maksymalny moment pochylający –  $7,6 \text{ Nm}$ . Kąt ugięcia wysięgnika obliczony dla kąta natarcia  $10^\circ$  (maksimum momentu) wynosi  $0,33^\circ$ , zaś dla kąta natarcia  $15^\circ$  (maksimum siły nośnej) –  $0,46^\circ$ .

Po zamontowaniu obiektu badawczego w komorze pomiarowej tunelu (Rys. 25.), a przed przystąpieniem do testów właściwych dodatkowo wykonano sprawdzenie:

- przejazdu mechanicznego wysięgnika z modelem w komorze pomiarowej w płaszczyźnie kąta natarcia  $\alpha$ ,
- rejestracji i zapisu wartości ciśnienia przy użyciu programu rejestrującego dane, jednostki DTC INITIUM i zamontowanych w modelu skanerów,
- wskazań aparatury sterowania i pomiarowej tunelu,
- systemu monitoringu i rejestracji wideo.



Rys. 25. Instalacja modelu do badań. a) korpus z wysięgnikiem b) mocowanie noska do korpusu c) model w przestrzeni tunelowej Źródło: Opracowanie własne.

Zmierzono wartości ciśnienia statycznego w wyszczególnionych punktach, dla kątów natarcia w zakresie  $\alpha = 0 \div 15^\circ$ , co  $1^\circ$  przy liczbie  $M = 1,5$  do celów weryfikacji obliczeń CFD i pozyskania współczynników kalibracyjnych z rzeczywistego przepływu.

Zmierzone rozkłady ciśnienia statycznego na powierzchni badanego obiektu oraz parametry strumienia  $p_{s\infty}$  i  $p_{0\infty}$  pozwoliły na wyznaczenie bezwymiarowych współczynników ciśnienia, według zależności:

$$c_p = \frac{p_{s_i} - p_{s\infty}}{q_\infty}$$

gdzie:

$p_{s_i}$  – ciśnienie statyczne mierzone na  $i$ -tym otworu pomiarowym,

$p_{s\infty}$  – ciśnienie statyczne przepływu niezaburzonego,

$q_\infty$  – ciśnienie dynamiczne przepływu niezaburzonego:  $q_\infty = \frac{\gamma}{2} p_{s\infty} M_\infty^2$ ,

$M_\infty$  – liczba Macha przepływu niezaburzonego:

$$M_\infty = \left\{ \frac{2}{\gamma - 1} \left[ \left( \frac{p_{0\infty}}{p_{s\infty}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \right\}^{1/2}$$

$\gamma$  – wykładnik adiabaty, dla powietrza  $\gamma = 1,4$ ,

$p_{0\infty}$  – ciśnienie całkowite (spiętrzenia) przepływu niezaburzonego.

Plan badań obejmował pomiary dla dwóch wartości kąta montażowego (przechylenia):  $\Delta\varphi = 0$  i  $\Delta\varphi = 22,5^\circ$ , przy liczbie Macha  $M_\infty = 1,5$ . Zmianę tego parametru zrealizowano obracając badany obiekt wraz z wysięgnikiem, w kierunku zgodnym z ruchem wskazówek zegara (patrz z tyłu). Kąt przechylenia regulowano za pomocą poziomicy elektronicznej tymczasowo przytwierdzonej do obiektu. Pomiary wykonano dla kątów natarcia w zakresie od  $\alpha = 0$  do  $\alpha = 15^\circ$ , przy czym z uwagi na ograniczony czas pracy tunelu zmniejszono liczbę

pomiarów dla  $\Delta\varphi = 22,5^\circ$ , zaś pomiary dla  $\Delta\varphi = 0^\circ$  wykonano w dwóch testach – naprzemiennie, aby zminimalizować ryzyko nieuwzględnienia ograniczonej odtwarzalności. Szczegóły przedstawia Tab. 4. Dodatkowo powtórzono pomiar dla kąta natarcia  $\alpha=10^\circ$  i kąta montażowego w azymucie 0.

Tab. 4. Plan badań tunelowych.

Nr testu	Liczba Macha, $M_\infty$	Kąt zegarowy (azymutalny), $\Delta\varphi$	Kąt natarcia, $\alpha$
52/23	1,5	0	0, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 14°
53/23	1,5	0	0, 1°, 3°, 5°, 7°, 9°, 11°, 13°, 15°
54/23	1,5	0	10°
56/23	1,5	22,5°	0, 1°, 2°, 5°, 7°, 10°, 15°

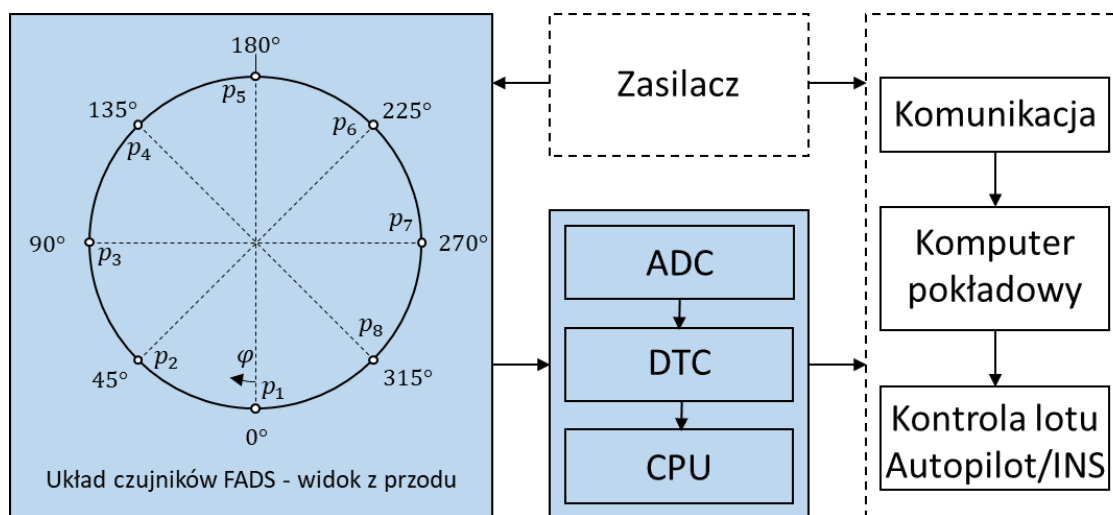
### 4.3 Opis działania układu pomiarowego

Za dostarczenie informacji do algorytmu odpowiada sensor ciśnienia. Informacje z kolejnych portów poboru ciśnienia statycznego z korpusu trafiają bezpośrednio do algorytmu. Zakłada się, że stany danych o opływie można oszacować na podstawie pomiarów ciśnienia powierzchniowego. Te różnicuje się między sobą i w wyniku permutacji kolejnych „trójek” portów w danej płaszczyźnie pomiarowej wyznacza estymowany kąt  $\alpha_e$  oraz w płaszczyźnie prostopadłej  $\beta_e$ . Choć jest to jedna z możliwych, to jest ona najbardziej sprawdzona, wiarygodna, a wyniki powstają w sposób nadzorowany, w przeciwieństwie do rozwiązań związanych ze sztuczną inteligencją. Dane trafiają bezpośrednio do algorytmu wyznaczania liczby Macha, który w sposób iteracyjny na podstawie estymowanych kątów i odczytów z sensorów wyznacza lokalne ciśnienie spiętrzenia („impact pressure”)  $q_c$  oraz ciśnienie statyczne, co pozwala na oszacowanie ciśnienia dynamicznego, a także ewentualnie gęstości, a stąd wysokości czy innych interesujących parametrów pochodnych.

W kolejnych podrozdziałach szczegółowo omówiony zostanie układ pomiarowy wykorzystany w badaniach oraz algorytm.

### 4.3.1 Sensor

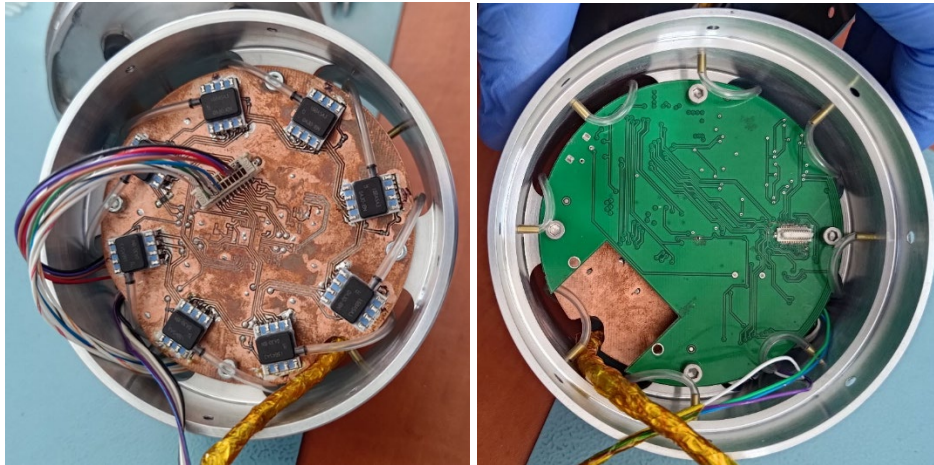
Zaproponowany układ pomiarowy, składa się z 8 czujników ciśnienia. Odpowiedzialne są za wyznaczenie ciśnienia absolutnego. Układ ten przesyła surowe dane w postaci przetworzonego sygnału analogowego na sygnał cyfrowy do CPU, gdzie następuje kompensacja i zerowanie. Te dane trafiają na autonomiczną płytkę rejestratora lotu z pamięcią NAND FLASH przygotowaną do testów sensora, a po fazie testów również poprzez komunikację pokładową do komputera autopilota, gdzie następuje przetworzenie sygnału i przekazanie informacji z danymi o locie do pętli sterowania. Rys. 26. przedstawia schemat działania układu. Czujniki zwracają próbkowane dane z częstotliwością nie mniejszą niż 80 Hz, pracując na pojedynczym procesorze i zbierając odczyty w pętli z kolejnych sensorów. Pętla otwierająca komunikację i zbierająca odczyt z 8 czujników trwa średnio 11,8 ms. Wykorzystanie bardziej rozbudowanego CPU może tę wartość zmniejszyć poprzez wykorzystanie większej liczby interfejsów. Próbkowanie wyniesie wtedy nawet od 1000 lub 2000 próbek na sekundę w zależności od wybranego typu czujnika przy komunikacji ciągłej.



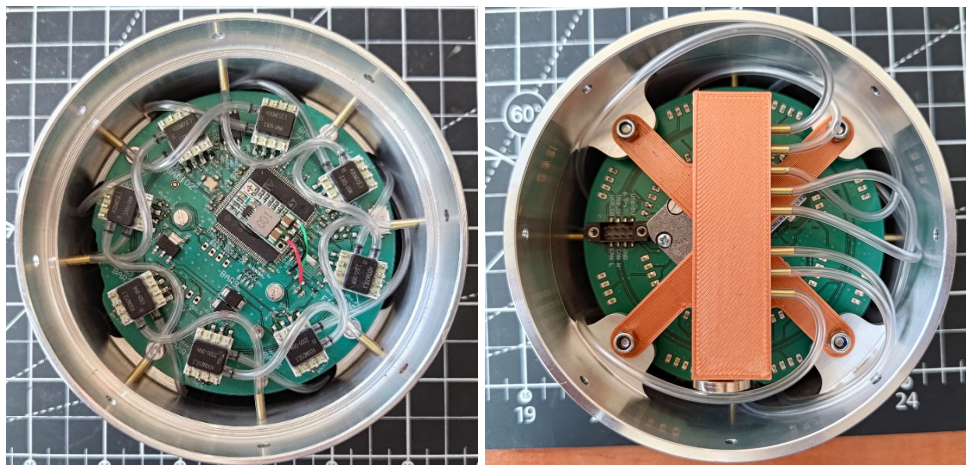
Rys. 26. Schemat działania układu pomiarowego. Źródło: Opracowanie własne.

Dynamika układu sterowania właściwa dla rakiety  $\varnothing 105\text{ mm}$  w manewrach wynika z procesu projektowego będącego źródłem odrębnej analizy i wynosi nie więcej niż 14 Hz. Generalna zasada zakłada, że optymalna częstotliwość powinna być 5 do 10 razy większa niż wartość charakterystyczna osiągalnych oscylacji, a więc uzyskana częstotliwość spełnia te

kryterium. Wartość częstotliwości próbkowania dla samolotu F-18 z HI-FADS [32] wynosiła 20 Hz.



Rys. 27. Układ pomiarowy na bazie czujników typu HSC. Źródło: Opracowanie własne.

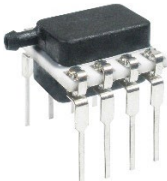



Rys. 28. Układ pomiarowy na bazie czujników typu RSC. Źródło: Opracowanie własne.

W trakcie prowadzonych prac wykorzystano dwa typy czujników. Kryteriami wyboru była dostępność, koszt i rozmiar obudowy. Te trzy zmienne uznano za bardzo istotne z punktu widzenia wdrożenia. Przy pierwszych próbach były to czujniki piezorezystywne ciśnienia bezwzględnego z rodziny Honeywell HSC HSCMRNN1.6BGSA3 (układ przedstawiono na Rys. 27.), jednak w trakcie prac premierę miał układ z rodziny RSC – model RSCDRRE400MDSE3, którego zakres pracy również odpowiadał wymaganiom, a gwarantował mniejsze błędy pomiaru (układ przedstawiono na Rys. 28.). Wprowadzenie go do sprzedaży odbyło się w trakcie już zakończonych wstępnie prac konstrukcyjno-

elektronicznych nad modelem HSC. Zastosowanie go umożliwiłoby znaczną poprawę prognozowanej jakości wyników, czego się podjęto poprzez zaprojektowanie drugiego układu. Porównanie wybranych parametrów przedstawiono w Tab. 5. Dane do tabeli pochodzą z materiałów producenta [78, 79].

Tab. 5. Porównanie parametrów wykorzystanych czujników ciśnienia.

Model / zdjęcie	HSCMRNN1.6BGSA3  Fot. Honeywell Inc.	RSCDRRE600MDSE3  Fot. Honeywell Inc.
Wejście	3,3 V	3,3 V
Wyjście	Cyfrowe, SPI	Cyfrowe, SPI
Typ, opakowanie	Bezwzględny, SMD	Różnicowy, DIP
Zakres pomiarowy	0 – 160 kPa	± 60 kPa
Dokładność	±0,25% FSS (±400 Pa)	±0,1% FSS (±120 Pa)
Całkowity błąd zakresu	±1% FSS	±0,25% FSS (po auto-zerowaniu)
Rozdzielczość ADC	14 bitów (ENOB: 12 bitów ±LSB/2 → ±19,53 Pa; 2σ RMS → ±22,53 Pa)	24 bity (ENOB: 13-15 bitów ±LSB/2 → ±(1,83 ÷ 7,32) Pa; 2σ RMS → ±(2,11 ÷ 8,46) Pa)
Temperatura pracy	–20°C – 85°C	–40°C – 85°C
Cyfrowa kompensacja temperaturowa	0°C – 50°C	–40°C – 85°C
Częstotliwość próbkowania ADC	do 1000 próbek/s	20 – 2000 próbek/s

Czujniki poza dokładnością różnią się znacząco stopniem skomplikowania odczytu danych. Po wystawieniu stanu wysokiego sensor HSC zwraca od razu surowe dane z przetwornika ADC do przeliczenia ze wzoru na transmitancję urządzenia [80]:

$$Output = \frac{Output_{max} - Output_{min}}{P_{max} - P_{min}} (Pressure - P_{min}) + Output_{min}$$

gdzie:

- $Output_{max}$  – wartość wyjścia dla maksymalnego ciśnienia, tu 14745 (90% z  $2^{14}$ ),
- $Output_{min}$  – wartość wyjścia dla minimalnego ciśnienia, tu 1638 (10% z  $2^{14}$ ),
- $Pressure_{max}$  – maksymalna wartość ciśnienia, tu 160 000 Pa,
- $Pressure_{min}$  – minimalna wartość ciśnienia, tu 0 Pa,
- $Pressure$  – wartość ciśnienia w spójnej jednostce,
- $Output$  – cyfrowa forma dla wartości zliczeń czujnika.

Układ wyposażony w czujnik różnicowy RSC wymaga uzupełnienia o referencyjny zbiornik ciśnienia tak, aby 8 punktów poboru zwracało różnice względem ciśnienia odniesienia. W pewnym zakresie pozwala to na modulowanie zakresu pomiarowego i w ten sposób pokrywanie szerszego zakresu parametrów lotu, znając misję.

Honeywell RSC wymaga wysłania komendy inicjalizującej, wtedy ten zwraca rejestry z dostępem do fabrycznych danych kalibracyjnych z wewnętrznej pamięci EEPROM. Dane te zawierają numer seryjny, zakres pomiarowy, dane kalibracyjne przetwornika ADC i dane do kompensacji wartości ciśnienia. Surowy odczyt po konwersji należy skompensować o wyczytane z rejestru wartości według zestawu formuł:

$$P_{int1} = P_{raw} - (OffsetCoefficient_3 \cdot T_{raw}^3 + OffsetCoefficient_2 \cdot T_{raw}^2 + OffsetCoefficient_1 \cdot T_{raw} + OffsetCoefficient_0)$$

$$P_{int2} = P_{int1} (SpanCoefficient^3 \cdot T_{raw}^3 + SpanCoefficient^2 \cdot T_{raw}^2 + SpanCoefficient^1 \cdot T_{raw} + SpanCoefficient^0)$$

$$P_{compFS} = ShapeCoefficient^3 \cdot P_{int2}^3 + ShapeCoefficient^2 \cdot P_{int2}^2 + ShapeCoefficient^1 \cdot P_{int2} + ShapeCoefficient^0$$

$$P_{comp} = (P_{compFS} \cdot P_{Range}) + P_{min}$$

gdzie:

$P_{int1}, P_{int2}$  – wartości pośrednie w obliczeniach,

$P_{raw}$  – nieskompensowany odczyt ciśnienia z ADC,

$T_{raw}$  – nieskompensowany odczyt temperatury z ADC,

$P_{Range}$  – zakres pomiarowy odczytany z EEPROM,

$P_{min}$  – przesunięcie do minimalnej wartości mierzonej odczytane z EEPROM,

$P_{comp_{FS}}$  – skompensowany odczyt ciśnienia,

$P_{comp_{FS}}$  – skompensowany odczyt ciśnienia, w jednostkach skonfigurowanych dla sensora,

$OffsetCoefficient_3 \dots OffsetCoefficient_0$  – wartości korekcyjne macierzy, indywidualne dla sensora,

$SpanCoefficient_3 \dots SpanCoefficient_0$  – wartości korekcyjne macierzy, indywidualne dla sensora,

$ShapeCoefficient_3 \dots ShapeCoefficient_0$  – wartości korekcyjne macierzy, indywidualne dla sensora.

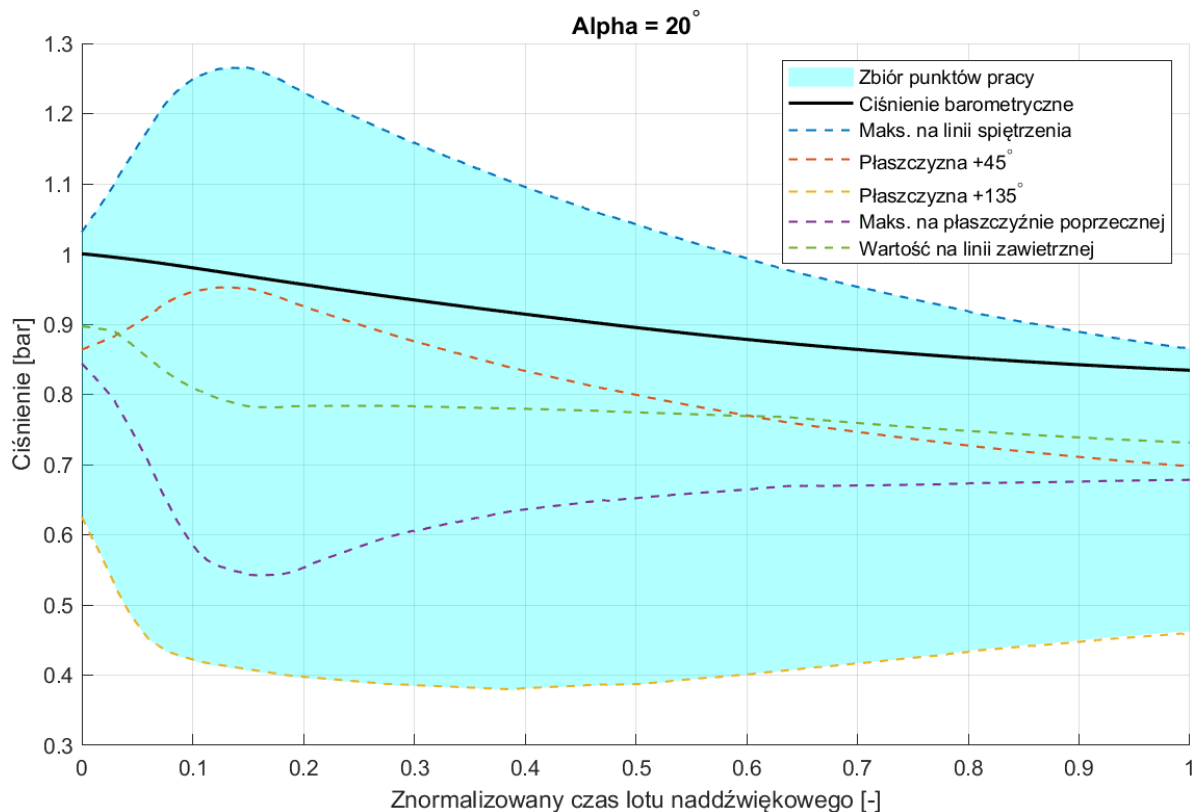
W przypadku aplikacji do FADS istotne jest auto-zerowanie. Wynik dla poszczególnych czujników przechodzi taką procedurę zgodnie z instrukcją producenta [81]. Odbywa się to poprzez kilkusekundową inicjalizację sensora w warunkach zamkniętej przestrzeni przy warunkach otoczenia i wyliczenie średniej dla każdego czujnika, która jest konsekwentnie odejmowana od otrzymywanych wyników. Procedura jest podobna do tej dla czujników HSC, z tym że tutaj należy to zadanie wykonać w pełnym ukończeniu z połączeniem sensorów do zbiornika referencyjnego. Jako że powstają różnice między warunkami laboratoryjnymi a warunkami otoczenia w trakcie testu – podobna procedura jest wykonywana w trakcie testu. Tuż przed startem zbierane jest 100 odczytów ciśnienia, odrzucane są wartości znacznie odstające o więcej niż  $\pm 10\%$  od wartości średniej z pomiaru i powstała wartość służy do ponownego auto-zerowania, które uwzględnia wpływ zmiany warunków referencyjnych w zależności od otoczenia. Aby uzyskać minimalizację błędów zerowania należy procedurę przeprowadzić w pełnym zakresie operacyjnym sensorów, a następnie wczytywać wartość zerowania na podstawie aktualnej temperatury. Czujniki dysponują również odczytem temperatury wykorzystywanym do wewnętrznej cyfrowej kompensacji ciśnienia. Piezorezystywny element jest wrażliwy na zmiany kierunku działania wektora grawitacji, które mogą wpływać na odczyt małych różnic ciśnień poniżej  $4 \text{ kPa}$  [82, 83]. Należy mieć to na uwadze, analizując niskie kąty orientacji obiektu, gdzie stosunek sygnału do szumu może być przez to jeszcze mniej korzystny dla manewrującego obiektu.

W dalszym kroku opracowano prototyp płytki, którą po analizach CFD wyposażono w cyfrowe czujniki ciśnienia marki Honeywell serii HSC, model HSCMRNN1.6BASA3, o zakresie  $0 - 160000 \text{ Pa}$  pracujące przy napięciu  $3,3 \text{ V}$  z wykorzystaniem interfejsu komunikacyjnego SPI. Wybrany układ ma bardzo dobry stosunek parametrów pracy do

oferowanych gabarytów i akceptowalną do zastosowania w docelowym rozwiązaniu raketowym cenę, co ma istotny wpływ na walory wdrożeniowe. Czujniki te mają zintegrowany układ DTC do 80°C. Ten konkretny model wyposażony jest w króciec ciśnieniowy o średnicy  $\varnothing 1,6 \text{ mm}$ . Zakupiono odpowiednie materiały w postaci rurek impulsowych, nylonowych, produkcji ScaniValve 0,063" odpornych na temperaturę do 110°C i ciśnienie do 10 MPa. Z uwagi na umiarkowany zakres ciśnień, rurki zostały jedynie wciśnięte na króćce. W przypadku lotów z wyższymi ciśnieniami lokalnymi (powyżej 700 kPa) zalecane jest zakładanie o-ringów, podklejenie rurki na króćcu żywicą epoksydową lub odpowiednim uszczelniaczem do sensora (przy czym musi być wzięta poprawka na ewentualny egzotermiczny wzrost temperatury na skutek użycia tej chemii powyżej granicznej DTC, co może uszkodzić sensor) i używanie opasek zaciskowych dla zabezpieczenia osadzenia. Objętość rurek oszacowano na 110 mm<sup>3</sup> do przyszłych prac nad ewentualnym ustalaniem opóźnień. Układ wykorzystano na prototypie rakiety naddźwiękowej podczas nieudanego lotu.

Układ z czujnikami typu RSC w odróżnieniu od HSC wymagał dodania tak zwanych rezystorów podciągających dla zapewnienia stabilnej pracy i przewidywalnych odczytów przy starcie w możliwie krótkim czasie, korzystając z komunikacji poprzez SPI. W tym celu zmodyfikowano układ płytki. Układ rejestracji znajduje się na drugiej płytce, więc ta nie uległa zmianie. Dołączono zbiornik ciśnienia referencyjnego. Zbiornik wykonano z podłużnego bloku ze stopu aluminium EN AW-2017A, który nawiercono z jednej strony dla uzyskania wolnej objętości 7000 mm<sup>3</sup>, a otwór zakończono gwintem G1/8". Celem zamknięcia objętości zbiornik zakorkowano. Prostopadle nawiercono 10 otworów o średnicy  $\varnothing 1,6 \text{ mm}$ . W otwory wklejono sztywne cienkościenne rurki z brązu służące jako króćce do nałożenia rurek impulsowych. Jest to zamknięta objętość z wyprowadzonymi króćcami ciśnieniowymi. Rurki impulsowe prowadzące do zbiornika referencyjnego posiadały objętość 250 mm<sup>3</sup>. W badaniach wykorzystywano 8 portów. Na pokładzie znajdują się również 2 barometry, a płytka posiada wolne gniazdo, więc jeżeli stwierdzono by w toku dalszych prac, że niezbędny jest odczyt ciśnienia absolutnego, to 2 wejścia w zbiorniku referencyjnym pozostają wolne. W toku dalszego rozwoju mają służyć one również dokładniejszemu mierzeniu ciśnienia referencyjnego w kontekście ewentualnej potrzeby kompensacji wynikającej ze zmian temperatury otoczenia. Z uwagi na to, że zbiornik jest ze stopu aluminium, możliwe jest wykorzystanie wysokiej przewodności cieplnej i zastosowanie elementu grzejnego dla zachowania stałej wartości temperatury przez cały zakres lotu. Na tym etapie rozwoju układu pomiarowego nie stwierdzono potrzeby wdrożenia takiego elementu.

Poprzez ustalenie stałego, maksymalnego przyjętego do rozważań kąta natarcia  $\alpha = 20^\circ$  ustalono na podstawie danych CFD ciśnienia w portach, które pojawią się w przypadku osiągnięcia w danym momencie lotu – przy działającej wtedy prędkości i wysokości. Na Rys. 29. zobrazowano zbiór punktów pracy dla rakiety latającej w naddźwięku. Maksymalne ciśnienie odczytywane to  $126 \text{ kPa}$ , natomiast minimalne nieco poniżej  $38 \text{ kPa}$ . W tym przypadku ustalono, że pozostawienie zbiornika ciśnieniowego na poziomie ciśnienia atmosferycznego pozwoli na pomiary w tym zakresie z wykorzystaniem układu wyposażonego w czujniki typu RSC o zakresie  $\pm 60 \text{ kPa}$  (10% - 90% skalibrowanej wyjściowej wartości zliczeń).



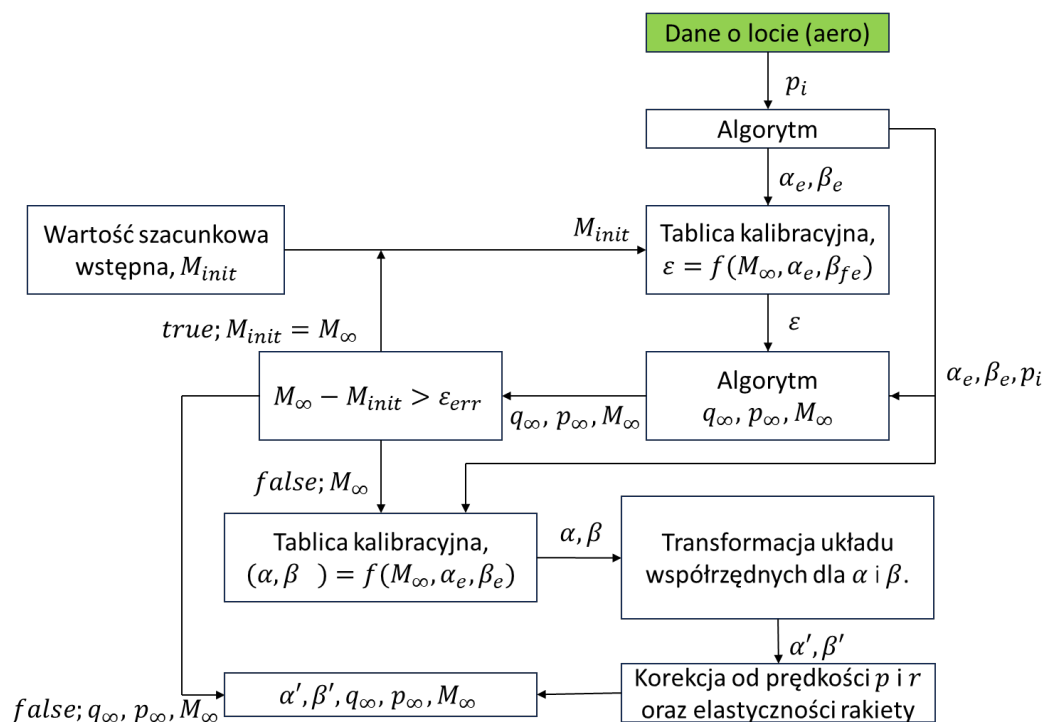
Rys. 29. Zakres efektywnie występujących ciśnień w locie rakiety w konfiguracji naddźwiękowej w wieńcu czujników zlokalizowanych na płaszczyźnie  $\delta X = 400 \text{ mm}$  od noska. Źródło: Opracowanie własne.

Seria użytych mikroczujników w obudowach DIP-8 jest bezkonkurencyjna rozmiarowo, a wybrane czujniki cechują się dobrymi parametrami proponowanego zastosowania. Kosztem zwiększenia zakresu pomiarowego i instalacji ich na nosku rakiety, choć poprawiłyby się stosunki sygnału do szumu, to istotnie pogorszyłyby się ich dokładności

przy zwiększonym zakresie pomiarowym. Jest to jeszcze jeden argument, dlaczego takie rozwiązanie jest właściwe do wybranego do badań typu rakiety.

#### 4.4 Przetwarzanie danych za pomocą algorytmów

Na Rys. 30. pokazano schemat algorytmu. W kolejnych akapitach opisane zostaną poszczególne zależności, które w nim ujęto. Wskazano w nim, poza krokami standardowymi działania algorytmu, również ewentualne możliwe do podjęcia. Jeżeli zaistnieje taka potrzeba modyfikacji, tj. dodanie korekcji od prędkości kątowych i elastyczności rakiety oraz transformację układu współrzędnych. Są to dodatkowe czynności, które są rozważane w pewnych wariantach algorytmu, jednak nie zostały w obecnej wersji zaimplementowane i zaprezentowane.



Rys. 30. Schemat uruchamiania funkcji i algorytmów przetwarzania danych o ciśnieniu.

Źródło: Opracowanie własne na podstawie [84].

Na podstawie „Newtonian flow theory”, która jest efektem II zasady dynamiki Newtona ogłoszonej już w 1687 roku [85], a której Newton nie miał w zamiarze aplikować do zagadnień aerodynamicznych, można opisać transfer pędu płynu na siłę reakcji w części nawietrznej ciała:

$$F = \dot{m}V_\infty \sin \phi = \rho_\infty V_\infty^2 A \sin^2 \phi$$

$$p(\phi) = \frac{F}{A} + p_\infty = \rho_\infty V_\infty^2 \sin^2 \phi + p_\infty$$

$$c_p(\phi) = \frac{p(\phi) - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2} = 2 \sin^2 \phi$$

Powyższe wzory to zamknięta forma rozwiązania dla przepływu potencjalnego ( $\Delta\varphi = 0$ ) dla „ciała obłego”. Newton w tej zasadzie ignoruje losowy ruch cząstek płynu, a jedynie uwzględnia ruch translacyjny. Założenie to jest prawdziwe dla granicy  $M_\infty \rightarrow \infty$ , a więc sprawdza się w badaniach przepływów hipersonicznych. Maksymalna wartość współczynnika ciśnieniowego w tym wypadku wynosi 2. W praktyce, dla skończonych liczb Macha, maksymalne ciśnienie na stagnacji jest ograniczone przez sprężanie w fali uderzeniowej oraz izentropowe hamowanie do stagnacji, a model newtonowski je zawyża. Zmodyfikowana teoria newtonowska [86] zakłada, że funkcja ta nigdy nie osiąga w praktyce wartości 2 dla powietrza [87]. Dla warunków stagnacji przytoczono wzór, który dla ( $M \rightarrow \infty$ ,  $\gamma = 1,4$ ) osiąga wartość

$\lim_{M \rightarrow \infty} c_{p_{max}} = 1,839$  na podstawie poniższej zależności:

$$c_{p_{max}} = \left[ \frac{p_{02} - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2} \right] = \frac{(p_{02} - p_\infty)}{\frac{\gamma}{2} p_\infty M_\infty^2} = \frac{2}{\gamma M_\infty^2} \left\{ \left[ \frac{(\gamma + 1)^2 M_\infty^2}{4\gamma M_\infty^2 - 2(\gamma - 1)} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left[ \frac{1 - \gamma + 2\gamma M_\infty^2}{\gamma + 1} \right] - 1 \right\}$$

Przy takim założeniu równanie przyjmuje postać:

$$c_p(\phi) = \frac{p(\phi) - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2} = c_{p_{max}} \sin^2 \phi$$

Równanie to w reżimie hipersonicznym przyjęło się do wstępnego walidowania koncepcji geometrii struktur pojazdów, elementów napędów i innych narażonych, bo wraz ze wzrostem liczby Macha daje wyniki zbliżające się do efektów realnych, mimo, że nie uwzględnia efektów gazu rzeczywistego i efektów jonizowania się gazów. Dla ujednoczenia nomenklatury w odniesieniu do wykorzystywanych dalej układów współrzędnych dla wygody można wykonać przekształcenie po przyjęciu  $\theta = 90^\circ - \phi$ :

$$c_p(\theta) = c_{p_{max}} \cos^2 \theta$$

wtedy:

$$\frac{p(\theta)}{p_\infty} = 1 + \frac{\gamma}{2} M_\infty^2 c_{p_{max}} \cos^2 \theta$$

W FADS potrzebny jest prosty, gładki model mapujący kąt położenia portu względem opływu na spodziewany współczynnik ciśnienia, ale działający także poza reżimem hipersonicznym. Na podstawie równań pochodnych z II zasady dynamiki Newtona powstał model aerodynamiczny, który zawiera współczynnik kompensujący warunki idealne opisane teoretycznie dla sfery [33]. Model aerodynamiczny, który znalazł szerokie zastosowanie w lotnictwie eksperymentalnym, otrzymał współczynnik kalibracyjny  $\varepsilon$  stojący przy funkcji sinusoidalnej. Fakt ten jest korzystny ze względu na to, że sinus jest funkcją nieparzystą, która umożliwia korekcję wokół punktu nominalnego bez dodatkowego odchylenia wartości kąta. Macierze kalibracyjne są estymowane na podstawie danych referencyjnych z prób w locie, tunelu aerodynamicznego lub symulacji CFD i pełnią rolę uogólnionych korekt, które agregują wpływ zjawisk nieopisywanych zagadnieniami mechaniki klasycznej. To znaczy, że nie wymaga wchodzenia w szczegółową genezę poszczególnych mechanizmów przepływowych, a ich łączny wpływ jest uchwycony przez parametry kalibracyjne wyznaczone metodą dopasowania. W szczególności kompensują one: oddziaływanie wirów i strug schodzących nad noskiem, obecność czujników w strefach zaburzonych (przepływ zawietrzny i separacja), efekty ściśliwości (wynikające z różnic między gazem rzeczywistym, a modelem), a także błędy kształtu i inne niedoskonałości instalacyjne. Dzięki takiemu ujęciu model zachowuje poprawną wrażliwość na  $\theta$ , czyli lokalny kąt uderzenia i od wartości  $\alpha$ ,  $\beta$  oraz  $M$ . Równanie przyjmuje finalnie postać:

$$c_p(\theta) = c_{p_{max}}[\cos^2 \theta + \varepsilon \sin^2 \theta]$$

W tym momencie tak przedstawiony współczynnik ciśnieniowy może opisywać model aerodynamiczny również dla konstruowanego sensora. Wyznaczanie wartości kalibracyjnej zostanie opisane w dalszej części pracy. Chcąc wyznaczyć kąt uderzenia  $\theta$  w dowolnym punkcie na powierzchni obrotowej bryły pocisku, niezbędne jest wyprowadzenie zależności, która przedstawia się następująco:

$$\begin{aligned} \cos(\theta_i) = & \cos(\alpha_e) \cos(\beta_e) \cos(\lambda_i) + \\ & + \sin(\beta_e) \sin(\phi_i) \sin(\lambda_i) + \\ & + \sin(\alpha_e) \cos(\beta_e) \cos(\phi_i) \sin(\lambda_i) \end{aligned}$$

Kąt ten jest powiązany z lokalnym efektywnym kątem natarcia  $\alpha_e$  i efektywnym kątem ślizgu  $\beta_e$ . Położenie punktów opisują kąty względem napływu ( $\lambda_i, \phi_i$ ). Pierwszy z nich to półkąt rozwarcia stożka, którego wartość wyznacza przecięcie się normalnej do powierzchni w punkcie oraz osi obrotu pocisku, osi  $x$ . Kąt zegarowy –  $\phi_i$  (dalej również jako  $\varphi_i$ ) to współrzędna kątowa liczona od płaszczyzny kąta natarcia rosnąca w kierunku ruchu wskazówek zegara. W układzie NED (North – East – Down) jest to kąt pomiędzy ujemną częścią osi  $Z$  i południkiem przechodzącym przez wybrany punkt. Ich wybór jest istotny, jednak niekiedy ograniczony. Jeżeli występują w miejscach powstawania fal, które mogą w zależności od liczby Reynoldsa w pewnym zakresie migrować, to kalibracja takich punktów może być utrudniona lub niemożliwa. Zatem nieodpowiednie będą miejsca, gdzie powstają fale uderzeniowe oraz oderwania, a także występują obszerne, niestacjonarne struktury wirowe.

Model aerodynamiczny w odniesieniu do ciśnienia statycznego mierzonego w każdym punkcie na powierzchni opisuje równanie:

$$p_i = q_c[\cos^2(\theta_i) + \varepsilon \sin^2(\theta_i)] + p_\infty$$

Na podstawie mierzonych ciśnień wybiera się kolejne „trójki” z dostępnych portów. Liczba możliwych kombinacji to:

$$\binom{n}{3} = \frac{n!}{(n-3)!3!}$$

Przedstawiony algorytm „trójek” rozwiązuje równanie:

$$\Gamma_{ik} \cos^2 \theta_j + \Gamma_{ji} \cos^2 \theta_k + \Gamma_{kj} \cos^2 \theta_i = 0$$

gdzie:

$$\Gamma_{ik} = p_i - p_k$$

$$\Gamma_{ji} = p_j - p_i$$

$$\Gamma_{kj} = p_k - p_j$$

Przez tak wykonane różnicowanie możliwe jest pozbycie się członów odnoszących się do wartości ciśnienia dynamicznego, ciśnienia otoczenia i współczynnika kalibracyjnego. Algorytm dla każdej z „trójek” na danej płaszczyźnie południkowej wylicza rozwiązanie, a następnie uśrednia wyniki. Dzięki temu eliminowane są szумы. Przyjmując, że:

$$A = \Gamma_{ik} \sin^2 \lambda_j + \Gamma_{ji} \sin^2 \lambda_k + \Gamma_{kj} \sin^2 \lambda_i$$

$$B = \Gamma_{ik} \cos \varphi_j \sin \lambda_j \cos \lambda_j + \Gamma_{ji} \cos \varphi_k \sin \lambda_k \cos \lambda_k + \Gamma_{kj} \cos \varphi_i \sin \lambda_i \cos \lambda_i$$

otrzymujemy rozwiązanie:

$$\alpha_e = \begin{cases} \frac{1}{2} \tan^{-1} \left( \frac{A}{B} \right), & |\alpha_e| \leq \frac{\pi}{4} \\ \frac{1}{2} \left[ \pi - \tan^{-1} \left( \frac{A}{B} \right) \right], & |\alpha_e| > \frac{\pi}{4} \end{cases}$$

Kąt ślizgu wyznacza się, korzystając z tej samej metody różnicującej trójki, z tym, że użytej dla portów wybranych do wskazywania kątów ślizgu. Rozwiązanie dla kąta  $\beta$  pochodzi z równania:

$$A' \tan^2 \beta_e + 2B' \tan \beta_e + C' = 0$$

gdzie:

$$\begin{aligned}
 A' &= \Gamma_{ik} b_j^2 + \Gamma_{ji} b_k^2 + \Gamma_{kj} b_i^2 \\
 B' &= \Gamma_{ik} a_j b_j + \Gamma_{ji} a_k b_k + \Gamma_{kj} a_i b_i \\
 C' &= \Gamma_{ik} a_j^2 + \Gamma_{ji} a_k^2 + \Gamma_{kj} a_i^2 \\
 a_{\{ijk\}} &= \cos\alpha \cos\lambda_{\{ijk\}} + \sin\alpha \sin\lambda_{\{ijk\}} \cos\phi_{\{ijk\}} \\
 b_{\{ijk\}} &= \sin\lambda_{\{ijk\}} \sin\phi_{\{ijk\}}
 \end{aligned}$$

Otrzymując dwie wartości kąta  $\beta_e$ , wybieramy rozwiązanie bliższe zera. W opracowaniu [88] wskazano analityczne rozwiązania dla osobliwości występujących dla  $\alpha_e = 0$  i  $\beta_e = 0$ , które wykorzystano.

W opracowaniu [89] pokazano, że można wykorzystać również porty również znajdujące się w relacji do siebie innej niż leżących na tej samej płaszczyźnie, jednak zastrzeżono również, że rozwiązanie jest chronione zgłoszeniem patentowym.

Wyznaczanie liczby Macha, ciśnienia dynamicznego i ciśnienia otoczenia odbywają się poprzez iteracyjne rozwiązanie równania estymatora z założoną dokładnością:

$$\begin{bmatrix} \widehat{q_c} \\ \widehat{p_\infty} \end{bmatrix}_{(j+1)} = \{ [M_{(j)}^T Q M_{(j)}]^{-1} M_{(j)}^T Q \} \begin{bmatrix} p_1 \\ \vdots \\ p_n \end{bmatrix}$$

gdzie:

$$\begin{aligned}
 M_{(j)} &= \begin{bmatrix} \cos^2(\theta_1) + \varepsilon^{(j)} \sin^2(\theta_1) & 1 \\ \vdots & \vdots \\ \cos^2(\theta_n) + \varepsilon^{(j)} \sin^2(\theta_n) & 1 \end{bmatrix} \\
 Q &= \begin{bmatrix} q_1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & q_n \end{bmatrix}
 \end{aligned}$$

$M_{(j)}$  to macierz iterowana, gdzie  $j$  jest numerem otrzymanej estymacji w procesie.  $Q$  to macierz diagonalnie wypełniona flagami  $q_i$ . Wartości diagonalne przyjmują wartość 1, jeżeli punkt działa, a wartość 0, jeżeli punkt należy wyłączyć z obliczeń. W przypadku wykrycia

błędów na sensorze możliwe jest wyrzucenie go w ten sposób i dalsze prowadzenie pracy. Obliczenia prowadzi się do momentu uzyskania spełnienia warunku, że różnica między liczbami Macha w kolejnych iteracjach jest mniejsza niż założona tolerancja, np.  $10^{-4}$ .

Przez ciśnienie dynamiczne,  $q_c$  (tzw. impact pressure), w miejscu estymatora rozumie się dla przypadków naddźwiękowych ciśnienie za falą uderzeniową. Można je wyliczyć za pomocą poniższej zależności:

$$q_{c_2} = p_\infty \left\{ \frac{\left(\frac{\gamma+1}{2} M_\infty^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{\left(\frac{2\gamma}{\gamma+1} M_\infty^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}} - 1 \right\}$$

$$q_{c_2} = c_{p_{max}} \frac{\gamma}{2} p_\infty M_\infty^2$$

Układ dla uzyskania wartości liczby Macha rozwiązuje się z wykorzystaniem równania właściwego dla przepływu izentropowego, które w poddźwięku przyjmuje postać:

$$\frac{q_c}{p_\infty} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1$$

W przypadku przewidywania rozwiązania, które będzie właściwe dla naddźwięku korzysta się z formuły Rayleigha dla rurki Pitota:

$$\frac{q_c}{p_\infty} = \left\{ \left[ \left(\frac{\gamma+1}{2} M_\infty^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right] / \left[ \left(\frac{2\gamma}{\gamma+1} M_\infty^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \right] \right\} - 1$$

Niezbędne w tym wypadku jest rozwiązanie numeryczne. Wyznaczenie liczby Macha z pomiaru  $q_c$  realizuje się za pomocą rozwiązania równania  $F(M_\infty, \gamma) = 1 + \frac{q_c}{p_\infty}$ . Układ macierzowy estymatora jest iterowany tak długo, aż różnica pomiędzy kolejnymi

otrzymywanymi liczbami Macha nie będzie większa niż założona wartość tolerancji, np.  $\epsilon < 10^{-4}$ . Zazwyczaj odbywa się to w ciągu 4 pętli iteracyjnych.

Z otrzymanych wyników, można również wyznaczyć ciśnienie dynamiczne, które w reżimie naddźwiękowym może znacząco odbiegać od wartości ciśnienia uderzenia  $q_c$ . Wykonuje się to dzięki wykorzystaniu równania:

$$q_\infty = \frac{\gamma M_\infty^2}{2} p_\infty$$

Jeżeli konstrukcja rakiety jest zaprojektowana jako rakieta poddźwiękowa, tak jak to będzie mieć miejsce w wersji przeciwdronowej nośnika, to istnieje uproszczona wersja tego elementu algorytmu. Szukane rozwiązanie jest efektywne dla  $M_\infty < 0,7$  i wyznacza się je na podstawie zależności Prandtla-Glauerta:

$$c_{p_0} = \frac{c_p}{\beta}$$

$$\beta = \sqrt{1 - M_\infty^2}$$

$$c_{p_1} = \frac{c_{p01}}{\sqrt{1 - M_{\infty iter}^2}}, c_{p_2} = \frac{c_{p02}}{\sqrt{1 - M_{\infty iter}^2}}$$

$$c_{p_1} = \frac{p_1 - p_\infty}{q_\infty}, c_{p_2} = \frac{p_2 - p_\infty}{q_\infty}$$

$$q_\infty = \frac{p_1 - p_2}{c_{p1} - c_{p2}}, p_\infty = p_1 - q_\infty c_{p1}$$

$$\frac{q_\infty}{p_\infty} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_\infty^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} - 1$$

Wracając z rozwiązaniem do układu macierzowego estymatora i aplikując je metodą najmniejszych kwadratów, otrzymuje się zależność:

$$\epsilon = \frac{\sum_{i=1}^n \sin^2 \theta_i (c_{p_i} - \cos^2 \theta_i)}{\sum_{i=1}^n \sin^4 \theta_i}$$

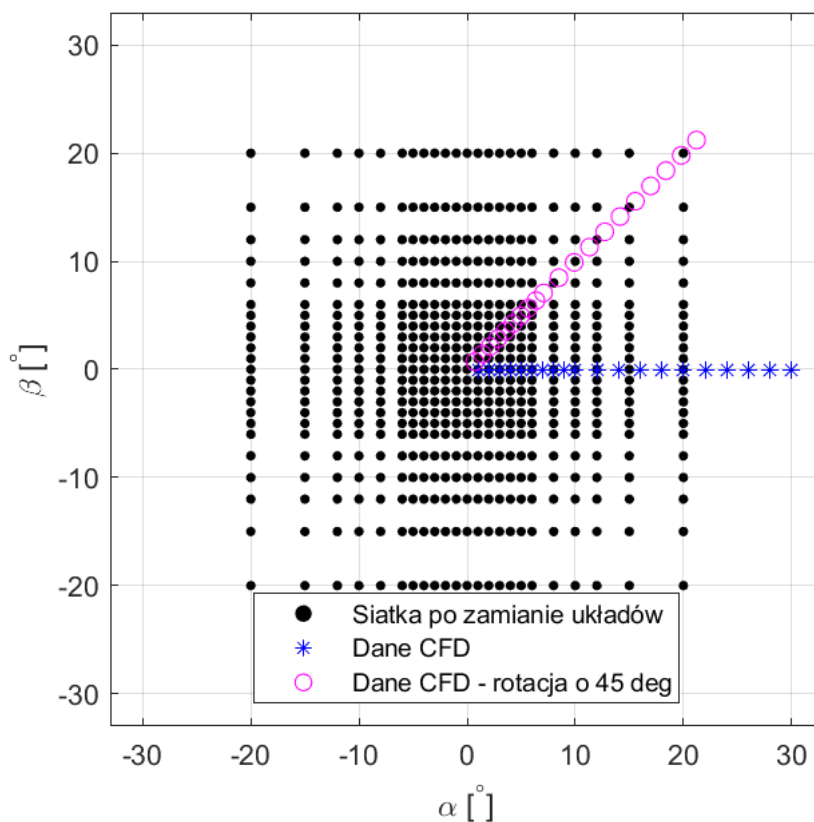
Na podstawie tego przedstawionego równania możliwe jest kalibrowanie modelu z danych tunelowych lub CFD.

Jako miejsce ulokowania sensorów ciśnienia wybrano przednią część pocisku. Jak już wspomniano, w nosku nie znajdzie się miejsca na dodatkowy sensor czy chociażby rurki impulsowe. Grubość warstwy przyściennej narasta wraz z przemieszczaniem się ku tylnej części pocisku, co może zwiększać zaburzenia w odczycie ciśnienia statycznego. Za najlepsze miejsce do umieszczenia czujników arbitralnie uznano strefę tuż za noskiem, w płaszczyźnie  $-X = 400 \div 450 \text{ mm}$  (mierzonej od płaszczyzny stycznej do noska rakiety). Strefa ta umożliwia instalację całego przedziału sensora blisko komputera pokładowego. Jest ona zaopatrzona w odpowiednie zasilanie i komunikację, co nie stwarza dodatkowych problemów przy instalacji i prowadzeniu długich wiązek kablowych.

## 5 Uzyskane rezultaty

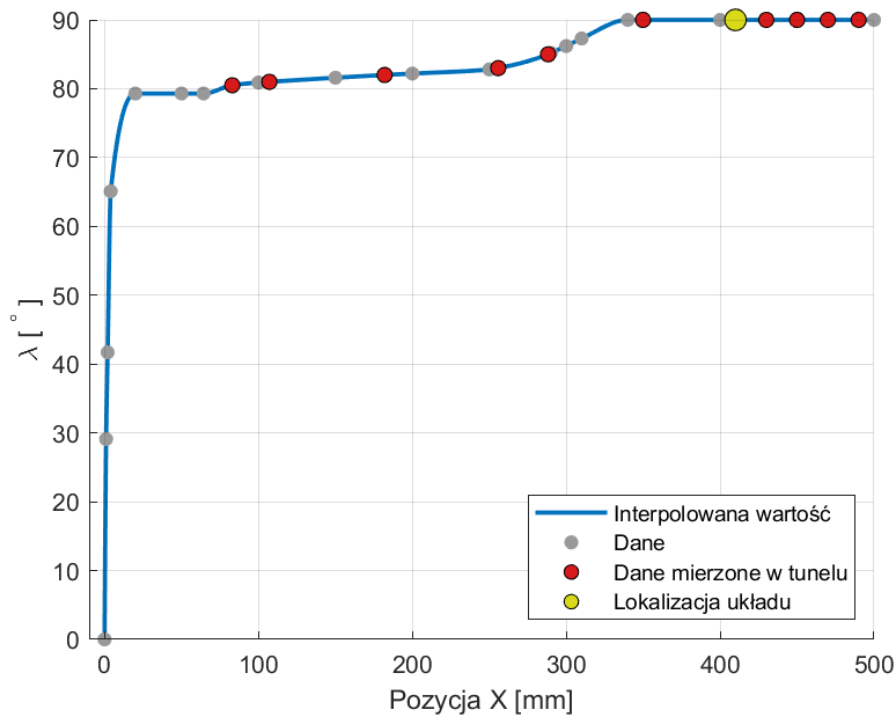
### 5.1 Wyniki numeryczne analizy CFD

Dla zastosowania algorytmu „trójek” wygodniejszą formą korzystania z danych kalibracyjnych jest transformacja z danych algebraicznie rotowanych według centrum  $(\alpha, \beta) = (0, 0)$  na siatkę prostokątną. Zgodnie z wcześniejszym opisem najpierw wygenerowano rozwiązania w układzie  $(\alpha_T, \varphi_{\alpha_T})$  na płaszczyźnie południkowej, w części dodatniej  $\alpha_T$ , dla  $\varphi_{\alpha_T} = 0$ . Wyniki obrócono wokół osi kadłuba o  $\Delta\varphi_{\alpha_T} = 15^\circ$ , co daje próbki dla różnych azymutów. W ten sposób uzyskany zbiór  $\{(\alpha_i, \beta_i)\}$  jest rozproszony po płaszczyźnie  $(\alpha, \beta)$ . Wykonano poprzez rzutowanie danych rozproszonych (*re-grid*) na prostokątną siatkę iloczynu wektorowego  $\{\alpha\} \times \{\beta\}$ . Rozproszone wyniki były interpolowane za pomocą biharmonicznej funkcji sklejaney zapewniającej ciągłość drugiego rzędu w całej dziedzinie [90], co jest pożądane przy dalszych dopasowaniach wielomianowych na bazie tych wyników. Z koła o promieniu  $r = \sqrt{\alpha^2 + \beta^2} \leq 30^\circ$  wyniki ograniczono do pola  $\{|\alpha|, |\beta|\} \leq 20^\circ$ . Rys. 31. przedstawia nową siatkę w odniesieniu do użytych do jej stworzenia wartości w punktach.



Rys. 31. Dane o  $c_p$  zrzutowane na siatkę prostokątną do użycia w algorytmach. Źródło: Opracowanie własne.

Aby ujednolicić operowanie na zbiorze, analogiczną procedurę zastosowano do pełnych wyników CFD. Dla każdego przypadku liczby Macha i dla kolejnych przekrojów wzdłuż osi  $X$  (od noska ku tyłowi) wyekstrahowano wartości w ośmiu pozycjach azymutalnych rozmieszczonych równomiernie wokół kadłuba. Otrzymano w ten sposób regularny sześcián danych dla całej siatki  $\{\alpha\} \times \{\beta\}$  w postaci  $c_p(M_i, x_j, \varphi_k)$ , a więc cały zestaw danych przyjął postać zależną od 5 zmiennych  $c_p(\alpha, \beta, M, x, \varphi)$ . Regularna siatka wyników umożliwi wygodne korzystanie z filtrowania i przeszukiwania zasobów. Jest to preferowane podejście z uwagi na szybkość działania, które oferuje wyszukiwanie binarne możliwe do zaaplikowania w celu przetwarzania algorytmów w warunkach rzeczywistego lotu.



Rys. 32. Przebieg zmienności kąta  $\lambda$  wzdłuż noska rakiety. Źródło: Opracowanie własne.

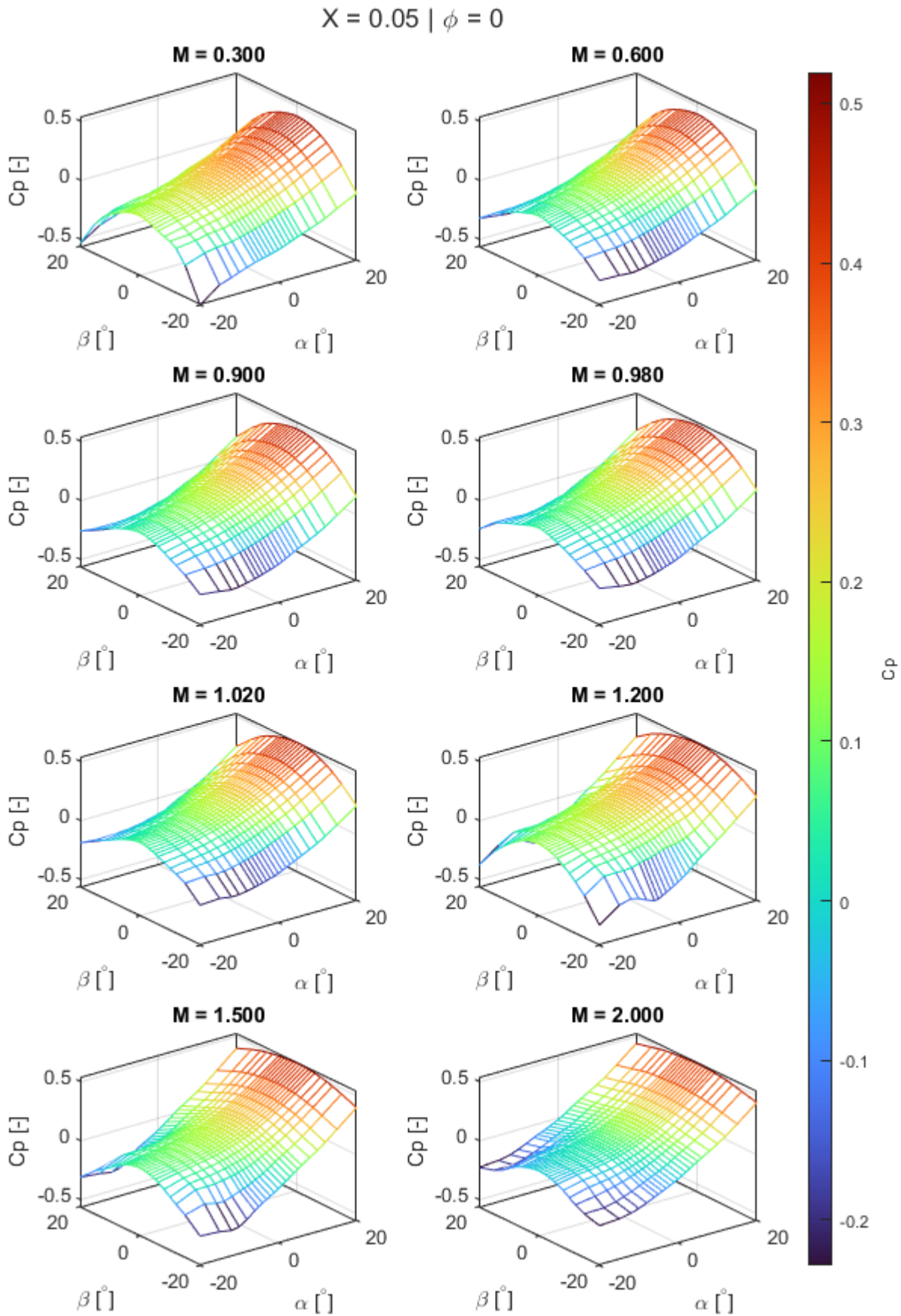
Równolegle wyznaczono przebieg geometrycznego parametru  $\lambda(x)$  dla aktualnej geometrii noska rakiety zgodnie z Rys. 32. Na tej podstawie zdefiniowano docelowe wieńce czujników układu FADS. Pozycje  $\{(\lambda, \varphi)\}$  odpowiadają punktom ekstrakcji wyników z CFD lub tunelu. Dane przedstawiają te węzły ekstrakcyjne, które posłużą do budowy macierzy kalibracyjnych dla  $\varepsilon$  i wartości korekcyjnych  $\delta\alpha$  i  $\delta\beta$ . Mają na celu wizualizację wpływu  $\lambda$  na  $\theta$  w zastosowanej geometrii noska i korpusu. Wskazano rozmieszczenie danych zbieranych w dyskretnych punktach w tunelu. Wskazano również, gdzie docelowo znajduje się wieńiec

czujników układu pomiarowego stosowany na rakiecie. Punkty przedstawione jako *Dane* odpowiadają punktom ekstrakcji danych zobrazowanych wcześniej na Rys. 17 jako z. Istotne do wywnioskowania jest to, że kąt  $\lambda$  jest w górnej granicy zakresu już od pierwszego możliwego do instalacji w rozważanej geometrii punktu.

Na Rys. 33. - Rys. 37. przedstawiono uzyskane w wybranych punktach na przekrojach przebiegi  $c_p(\alpha, \beta)$ . Wybrano dane jedynie dla punktów na kierunku azymutalnym  $\varphi = 0$ , ponieważ dane dla pozostałych kątów są jedynie zależne od rotacji o kąt  $\Delta\varphi_{\alpha_T}$ . W szczególności, wykres zależności  $(\alpha, \beta)$  jest tożsamy z  $(\beta, \alpha)$  po obrocie o kąt  $\Delta\varphi_{\alpha_T} = 90^\circ$ , co oznacza, że pozostałe przypadki można uzyskać poprzez tożsamą rotację danych. Z tego względu pełne przedstawienie wyników dla wszystkich kątów byłoby redundantne. Im większa odległość od noska, a za tym idący większy kąt między przepływem a prostą normalną w tym punkcie, tym mniejsza wartość współczynnika ciśnieniowego. Implikuje to problem w postaci niskich odczytów wartości ciśnienia statycznego w portach w lokalizacjach położonych dalej od noska rakiety, na części cylindrycznej. Dlatego też najlepsze otrzymywane wyniki będą obserwowane naturalnie dla czujników zainstalowanych możliwie najbliżej początku noska. Jednakże ze względu na zobrazowany przebieg zmienności kąta  $\lambda$  w rzeczywistości jest to ograniczone pole dla małej średnicy pocisku. Pomiar w takim przekroju jest możliwy w przypadku ponownego przeorganizowania struktury noska rakiety i rezygnacji z ważnych dla obecnego projektu funkcjonalności.

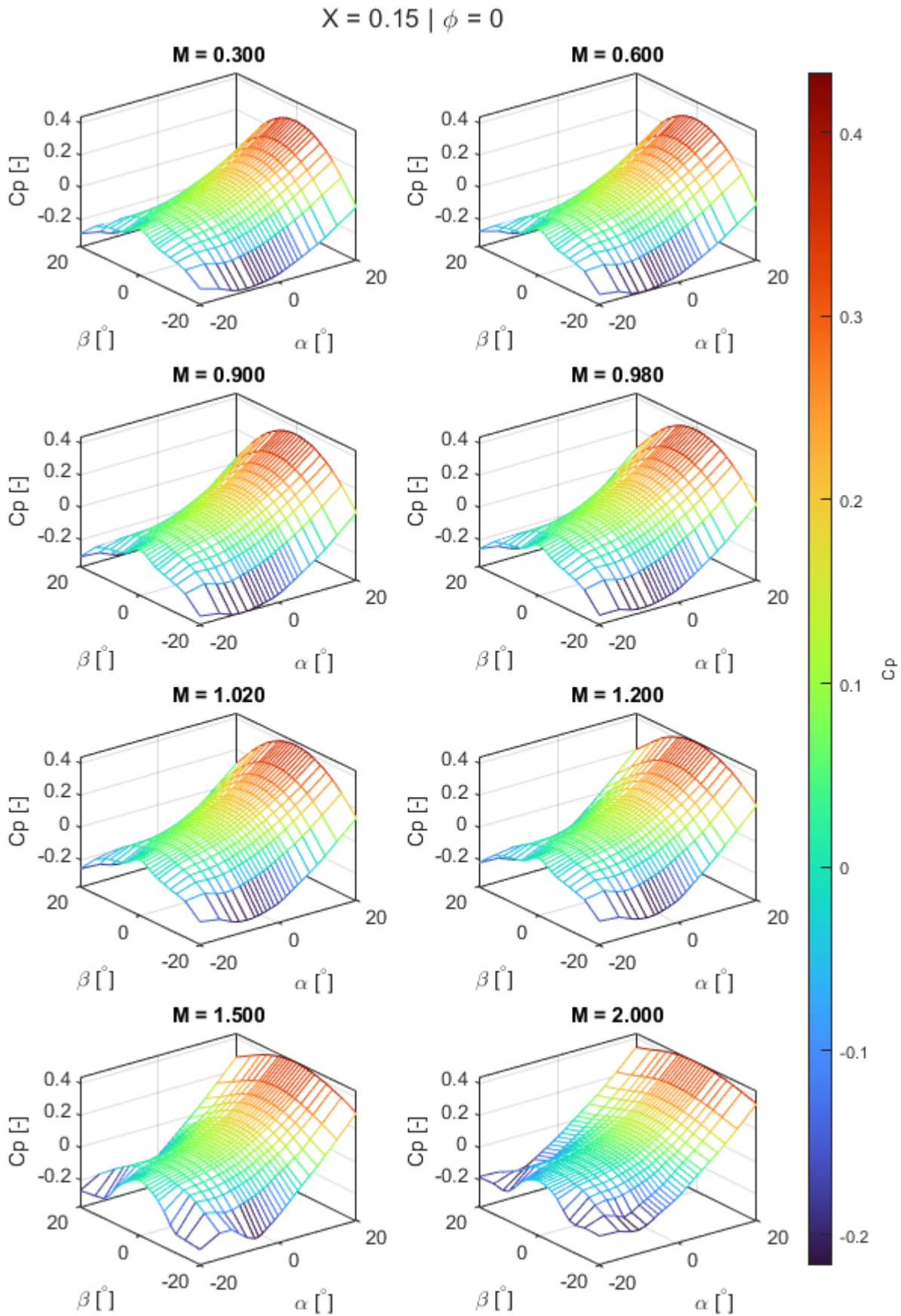
Z kolei dla odległości  $X = -430 \text{ mm}$ , czyli miejsca fizycznej lokalizacji sensorów, przy wykresie wartości dla  $M = 0,98$  widoczna jest do tego zmiana charakterystyki wynikająca z powstania w tej okolicy fali stojącej. Jest to spodziewane w tym miejscu zjawisko powstałe po przyspieszeniu gazów wokół noska do prędkości naddźwiękowej. Jest to przekrój tuż za przejściem opływowej geometrii noska w cylindryczny fragment korpusu. Pozycja fali jest jednak silnie zależna od warunków przepływu – niewielka zmiana prędkości prowadzi do przesunięcia węzłów fali i zmiany rozkładu zaburzeń. Dodatkowo jej dokładne miejsce i intensywność jest wrażliwa na użyte metody uśredniające i statyczne modelowania numerycznego. Zjawisko ma charakter niestacjonarny i rezonansowy, dlatego nie zaleca się interpretacji wyników w tym obszarze w sposób ilościowy. Należy je traktować raczej jako manifestację niestabilności przepływu niż stałą strukturę. Kształtuje to prosty wniosek, że bardzo problematyczne i podatne na zaburzenia reżimu transonicznego jest lokowanie punktów pomiarowych sensora w tym wycinku powierzchni geometrii, a sama fala może przemieszczać się w pewnym zakresie, nie badanym tu dalej. Sugeruje się wykorzystywanie

punktów pomiarowych w okolicy prędkości dźwięku do określania kątów, które nie są wrażliwe na znalezienie się pod wpływem tego zjawiska. Celem eliminacji zauważonego problemu możliwe potencjalnie jest rozmieszczenie sensorów na części cylindrycznej, w kilku strategicznie wybieranych miejscach pozyskiwania danych, gdzie fala stojąca szybko przechodzi, a także zastosowanie adaptacyjnego filtrowania, np. metodą Kálmána. W związku z tym wybór lokalizacji wejść do kanałów pomiarowych musi być kompromisem pomiędzy dostępnością przestrzeni konstrukcyjnej a odpornością na zakłócenia przepływu.



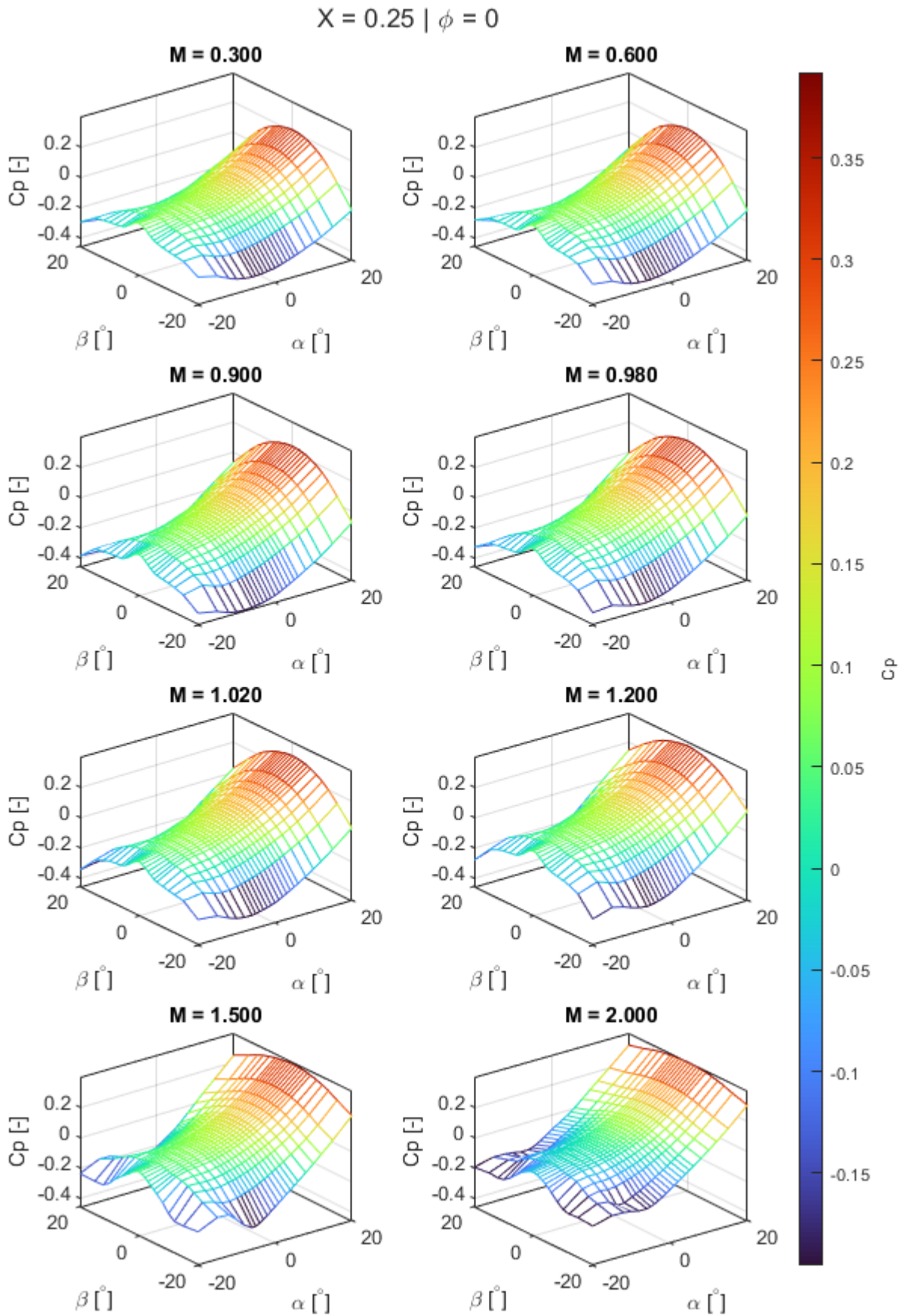
Rys. 33. Współczynnik  $c_p$  dla wybranych liczb Macha dla odległości od noska 0,05 m.

Źródło: Opracowanie własne.



Rys. 34. Współczynnik  $c_p$  dla wybranych liczb Macha dla odległości od noska 0,15 m.

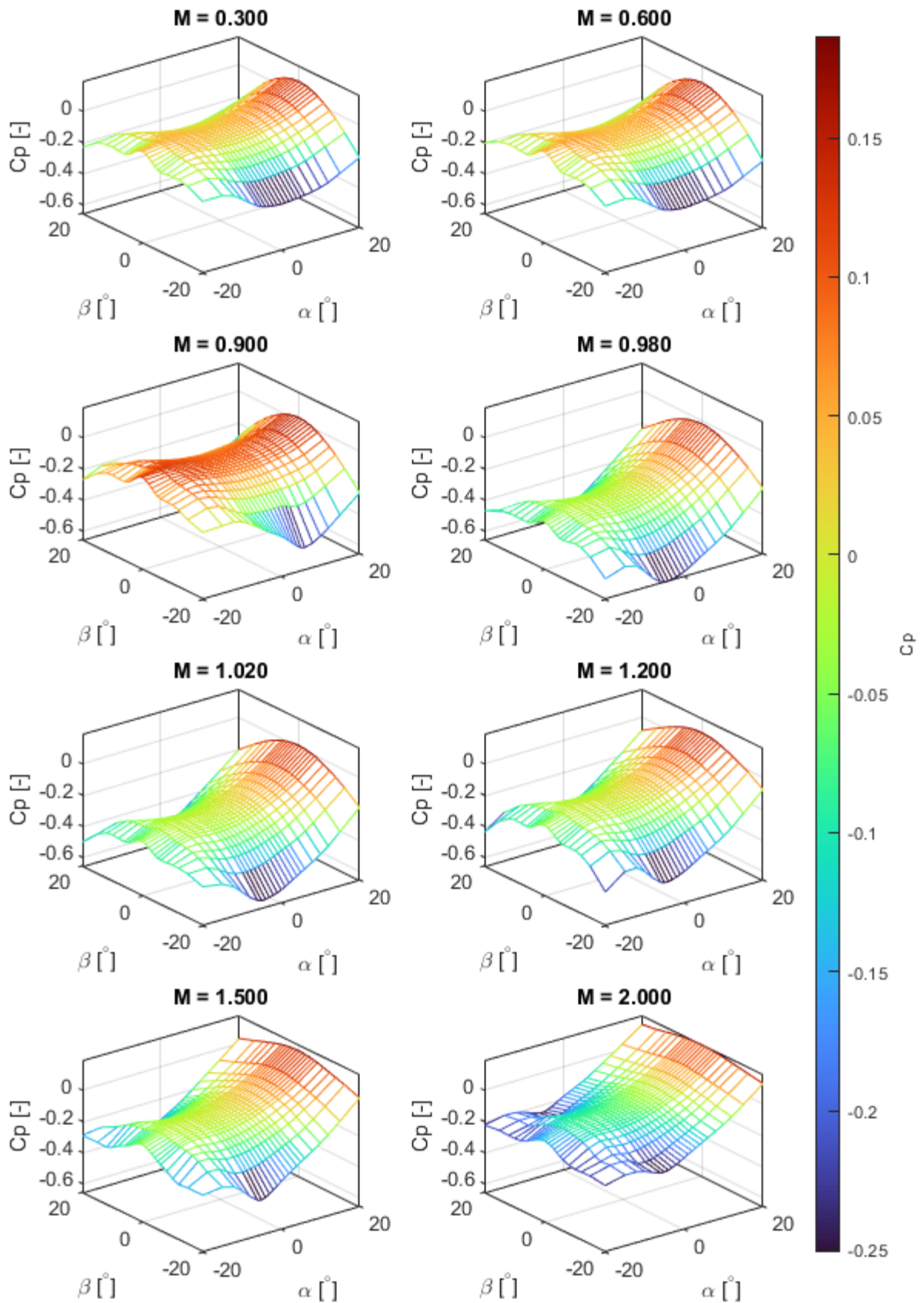
Źródło: Opracowanie własne.



Rys. 35. Współczynnik  $c_p$  dla wybranych liczb Macha dla odległości od noska 0,25 m.

Źródło: Opracowanie własne.

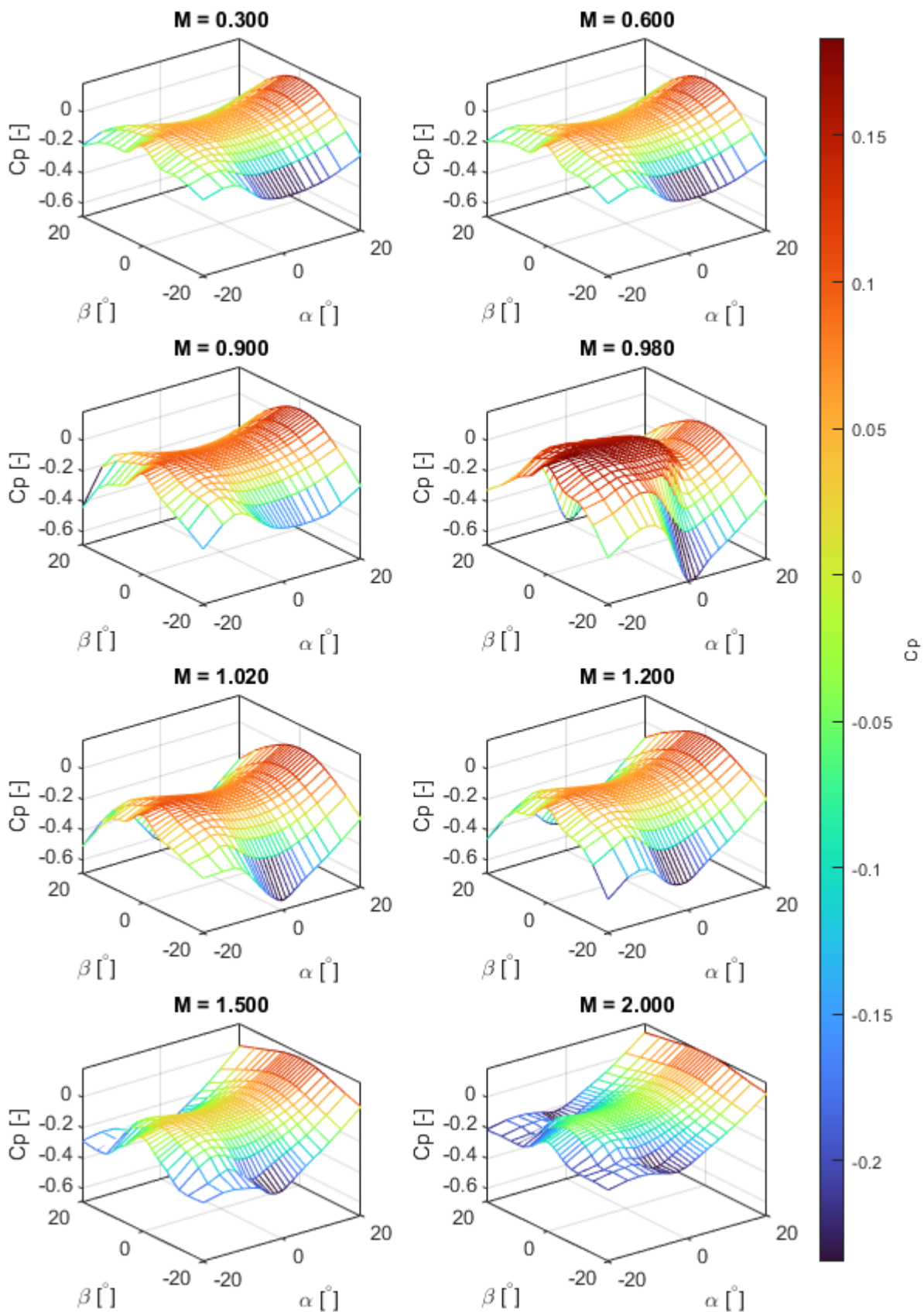
$X = 0.35 \mid \phi = 0$



Rys. 36. Współczynnik  $c_p$  dla wybranych liczb Macha dla odległości od noska 0,35 m.

Źródło: Opracowanie własne.

$X = 0.43 \mid \phi = 0^\circ$



Rys. 37. Współczynnik  $c_p$  dla wybranych liczb Macha dla odległości od noska 0,43 m.

Źródło: Opracowanie własne

### 5.1.1 Tunel aerodynamiczny

Wykonane pomiary ciśnienia w postaci współczynnika przedstawiono w bezpośrednim porównaniu z odpowiadającymi im wartościami pochodzącymi z analizy CFD. Na Rys. 38. przedstawiono wybrane wyniki pomiarów wykonane na nosku i korpusie pocisku. Do tego celu wybrano punkty z pierwszych badawczych uruchomień, bez obrotu kąta zegarowego, jak i z obrotem. Obserwowane są duże rozbieżności charakterystyk, ale punkty rozmieszczone na powierzchni noska podążają za ogólnymi charakterystykami opracowanymi z obliczeń numerycznych. Wykonanie badań bez uprzedniej kalibracji sekcji badawczej tunelu aerodynamicznego z powodu ograniczeń czasowych i głównie budżetowych nie pozwoliło na uzyskanie bardziej spójnych i komplementarnych wyników oraz wniosków na temat tego, co może być przyczyną rozbieżności. Po wykonaniu eksperymentów dla części cylindrycznej w obydwu testach, które składają się na nieparzyste i parzyste pokrycie kątów natarcia, zaobserwowano pewną anomalię, która sugerowała błędne podłączenia skanera ciśnienia nr 2, który obsługiwał cały zakres cylindryczny geometrii. Aby to sprawdzić dodano do analizy wyniki obrócone o  $\Delta\varphi = 22,5^\circ$ , które następnie ponownie zwizualizowano dla przekroju znajdującego się 0,43 m od noska w zbliżeniu i ze zwróceniem uwagi na błędny charakter danych na Rys. 39. W przypadku danych pochodzących z obrotu modelu obserwowane jest znacznie bliższe rzeczywistości pokrycie się współczynników z danymi symulacyjnymi, a podczas symulacji modelu nieobróconego – całkowity brak reakcji na zmieniający się kąt i znacznie odbiegające od oczekiwanych przebiegi.

Błędy względne zwizualizowano na Rys. 40. Wykazują one zwłaszcza dla kątów  $\alpha$  powyżej  $10^\circ$  symetrię względem osi  $0 - 180^\circ$ . To pozwala wnioskować, że model był zainstalowany prawidłowo, obrócony o dobry kąt, a podczas ruchu pochylającego uginanie się wysięgnika odbywało się w tej samej płaszczyźnie. Kilka punktów pomiarowych odstaje od tej zasady. Istnieje kilka potencjalnych powodów tego stanu związanych z limitacjami metody tunelowej, czyli przede wszystkim ograniczoną przestrzenią tworzącą nierzeczywiste odczyty powodowane interakcjami.

Nie użyto metod wizualizacyjnych przepływu, w szczególności fal uderzeniowych. Obserwowane charakterystyki pozwalają na zauważenie rosnącej energii i skali spływu strugi bocznej. Wraz ze wzrostem kąta natarcia powstaje składowa obwodowa przepływu. Rozpoczyna się ruch „wokół” noska, z części nawietrznej ku zawietrznej. Pojawia się separacja

poprzeczna i tworzy się para przeciwbieżnych wirów schodząca „za model”. Lokalne  $c_p$  maleje z tego powodu w pobliżu kątów zegarowych  $\varphi = 90^\circ$  i  $\varphi = 270^\circ$ . Ten system wirów w tunelu, mieszczącym stosunkowo duży model, może powodować skręcanie przepływu i zmiany lokalnych kątów natarcia, które nie wystąpią w przepływie swobodnym. Zebrana ilość danych dla tylko jednej liczby Macha nie pozwala na rozważanie wprowadzania jakichkolwiek poprawek do znacznie bogatszej bazy współczynników z metody numerycznej.

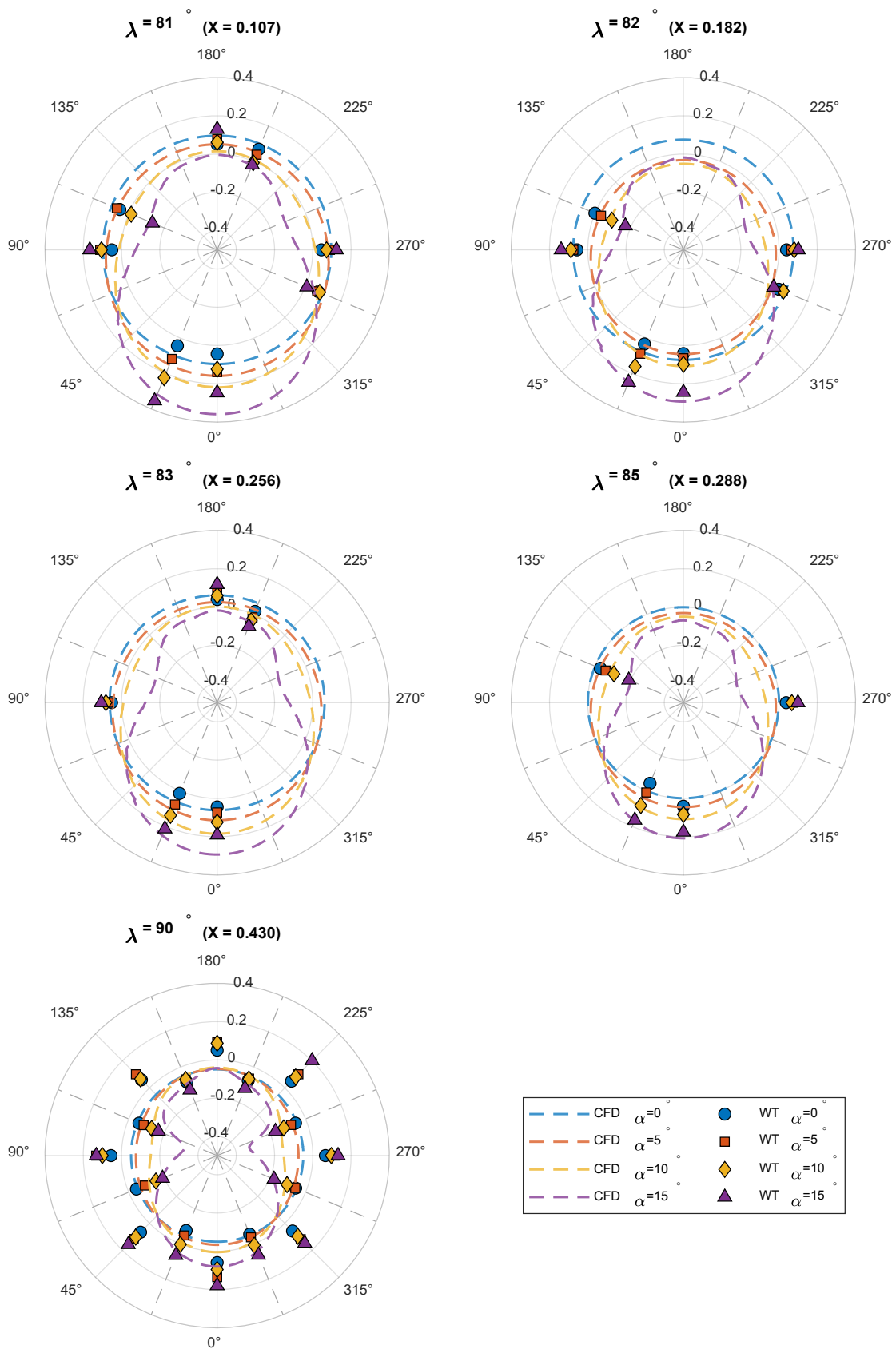
Małe kąty natarcia mogą cechować się wyższym błędem wynikającym z prostopadłości przepływu i mierzenia de facto ciśnienia statycznego. Teoretycznie model znajduje się w przestrzeni o stałym przekroju, a więc i liczbie Macha, jednak narastająca warstwa przyścienna powoduje przyspieszanie przepływu wraz z długością modelu. Model zajmował 2,4% powierzchni przekroju badawczej sekcji tunelu aerodynamicznego, co jest wartością współczynnika blokażu, a na wychyleniu o kąt  $15^\circ$  ta wartość wynosiła już 5,4%. Procentowe przysłonięcie nie uwzględnia mechanizmu obracającego wysięgnika. Na maksymalnym kącie natarcia model znajdował się powyżej zalecanej instrukcją tunelową wartości 100 mm od ściany, jednak możliwe było wytworzenie interferencji pomiędzy ścianką tunelu a modelem rakiety.

W wyniku opisanych wniosków z wykonanych badań zdobyto cenne doświadczenie, jednak nie zdecydowano się na użycie tych danych obarczonych losowymi błędami, których źródła i skala nie są możliwe do skwantyfikowania w tym momencie. W związku z tym do kalibracji modelu aerodynamicznego stosowanego w algorytmach użyte zostaną jedynie dane symulacyjne.

Tunel N-3 nie dysponuje danymi na temat:

- błędów kąta przepływu (odchylenie poprzez zwężanie tunelu pod wpływem warstwy przyściennej),
- wpływu blokażu (zarówno wynikającego z bryły jak i z zaburzenia opływu, co istotne w przepływie naddźwiękowym),
- badań dotyczących warstwy przyściennej.

Wynikają one z czaso- i energochłonności badań zjawisk oraz niskiego poziomu wykorzystania przestrzeni do pomiarów naddźwiękowych w regularnej pracy Laboratorium Badań Aerodynamicznych Ł-IL. Niestandardowy model również nie wpisywał się w żadne poprzednie doświadczenia Laboratorium Ł-IL, co uniemożliwiło dogłębniejsze badanie sprawy.



Rys. 38. Porównanie danych tunelowych z wynikami symulacyjnymi na wykresach biegunowych.  
 Źródło: Opracowanie własne.



## 5.2 Kalibracja modelu aerodynamicznego

Kalibracja pozwala dopasować model aerodynamiczny tak, aby wiernie odwzorowywał rozkłady ciśnienia na powierzchni oraz wpływ wszelkich wliczonych w obliczeniach CFD zjawisk dla użytej geometrii. Relacja każdego zestawu punktów pomiarowych wykorzystywanych do układu FADS wymaga oddzielnego zestawu kalibracyjnego odpowiadającego zakresom parametrów z prowadzonych lotów. Dlatego tak istotne jest posiadanie wiedzy o ciśnieniu na korpusie rakiety. Ważne też jest w jaki sposób dobrane są punkty, ponieważ każdy z nich osobno tworzy inną macierz kalibracyjną, a razem są od siebie silnie zależne, dopóki redundancja jest niska – tj. wykorzystywane jest poniżej pięciu czujników w głównym mierzonym kącie.

Parametr kalibracyjny  $\varepsilon$  jako funkcja  $\varepsilon = f(M, \alpha, \beta)$  jest rozwiązywany za pomocą układu równań przy użyciu metody najmniejszych kwadratów. Uzyskane parametry zebrane w formie tabelarycznej dopasowywane są do krzywej za pomocą wielomianów drugiego stopnia ze współczynnikami zależnymi jedynie od liczby Macha w przepływie swobodnym.

$$\varepsilon = \varepsilon_M(M_\infty) + \varepsilon_{\alpha_1}(M_\infty)\alpha_e + \varepsilon_{\alpha_2}(M_\infty)\alpha_e^2 + \varepsilon_{\beta_1}(M_\infty)\beta_e + \varepsilon_{\beta_2}(M_\infty)\beta_e^2$$

Kalibracja wartości kąta natarcia odbywa się z wykorzystaniem różnicy między otrzymaną z algorytmu „trójek” wartością estymowaną kąta  $\alpha_e$  i rzeczywistym kątem z danych symulacyjnych użytych do danej estymacji punktowej. Otrzymywana jest w ten sposób wartość kalibracyjna  $\delta\alpha$ . Dane następnie dopasowywane są do równania wielomianowego maksymalnie trzeciego rzędu zależnego od  $\alpha_e$  i  $\beta_e$ . Współczynniki, co do wartości mniejsze niż wartość graniczna ustalona na  $10^{-5}$ , są eliminowane dla czystości rozwiązania i oszczędności mocy obliczeniowej do estymacji.

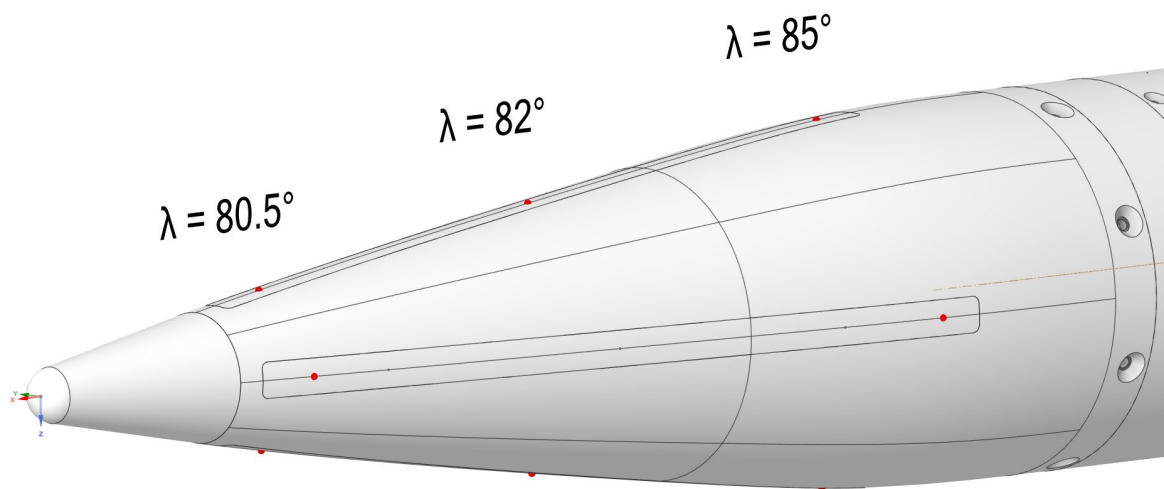
$$\delta\alpha = \alpha_{CFD} - \alpha_e$$

$$\begin{aligned} \delta\alpha = & A_0(M_\infty) + A_1(M_\infty)\alpha_e + A_2(M_\infty)\alpha_e^2 + A_3(M_\infty)\alpha_e^3 + A_4(M_\infty)\beta_e + \\ & + A_5(M_\infty)\beta_e^2 + A_6(M_\infty)\beta_e^3 + A_7(M_\infty)\alpha_e\beta_e + A_8(M_\infty)\alpha_e^2\beta_e + \\ & + A_9(M_\infty)\alpha_e^3\beta_e + A_{10}(M_\infty)\alpha_e\beta_e^2 + A_{11}(M_\infty)\alpha_e\beta_e^3 \end{aligned}$$

W identyczny sposób dopasowane zostało rozwiązanie do kalibracji wartości kąta ślizgu.

$$\delta\beta = \beta_{CFD} - \beta_e$$

$$\begin{aligned} \delta\beta = & B_0(M_\infty) + B_1(M_\infty)\beta_e + B_2(M_\infty)\beta_e^2 + B_3(M_\infty)\beta_e^3 + B_4(M_\infty)\alpha_e + \\ & + B_5(M_\infty)\alpha_e^2 + B_6(M_\infty)\alpha_e^3 + B_7(M_\infty)\beta_e\alpha_e + B_8(M_\infty)\beta_e^2\alpha_e + \\ & + B_9(M_\infty)\beta_e^3\alpha_e + B_{10}(M_\infty)\beta_e\alpha_e^2 + B_{11}(M_\infty)\beta_e\alpha_e^3 \end{aligned}$$



Rys. 41. Rozmieszczenie punktów pomiarowych ciśnienia dla sensora. Źródło: Opracowanie własne.

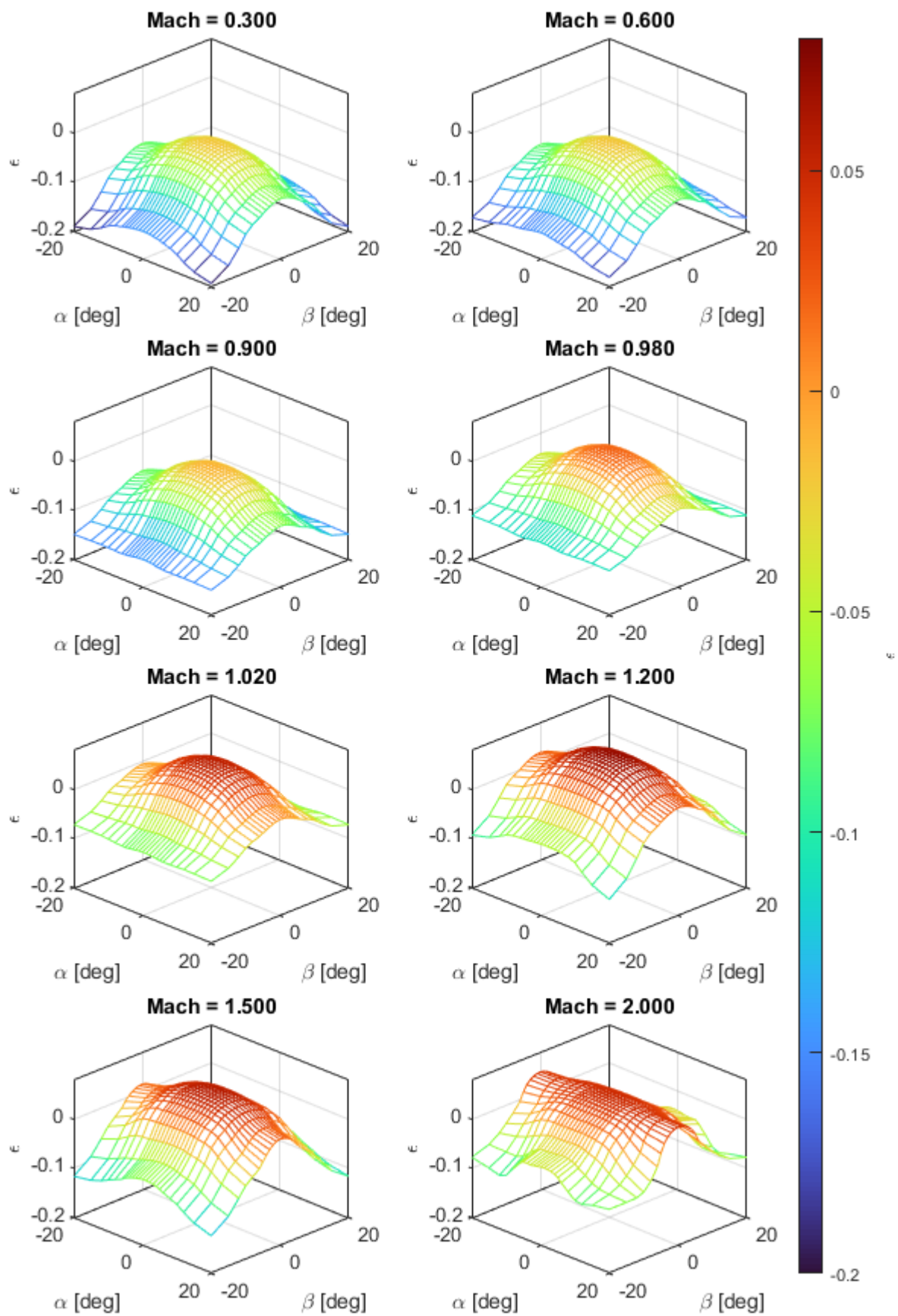
Wybrano jedną z rozważanych konfiguracji rozmieszczenia sensorów symulowanych do wizualizacji otrzymanych wartości parametrów kalibracyjnych, które będą zależne od rozmieszczenia sensorów i odpowiadających im wartości fizycznych ciśnienia pochodzących z symulacji.

Rys. 41. przedstawia zaproponowane rozłożenie sensorów. W kanale pochylenia po części spiętrzeniowej i ssącej  $\varphi = \{0; 180^\circ\}$  wybrano po 3 punkty  $\lambda = \{80,5^\circ; 82^\circ; 85^\circ\}$ , które są od siebie najbardziej oddalone w sensie fizycznej odległości. W kanale odchylenia  $\varphi = \{90^\circ; 270^\circ\}$  wybrano po 2, na pozycji  $\lambda = \{80,5^\circ; 85^\circ\}$ . W takim przypadku otrzymujemy 20 konfiguracji „trójek” do pomiaru kąta natarcia i maksymalnie 120 konfiguracji „trójek” do pomiaru kąta ślizgu. Takie ustawienie to maksymalne rozproszenie fizyczne i geometryczne określone jako możliwe do realizacji integracji w pocisku. W tym wypadku uzyskamy

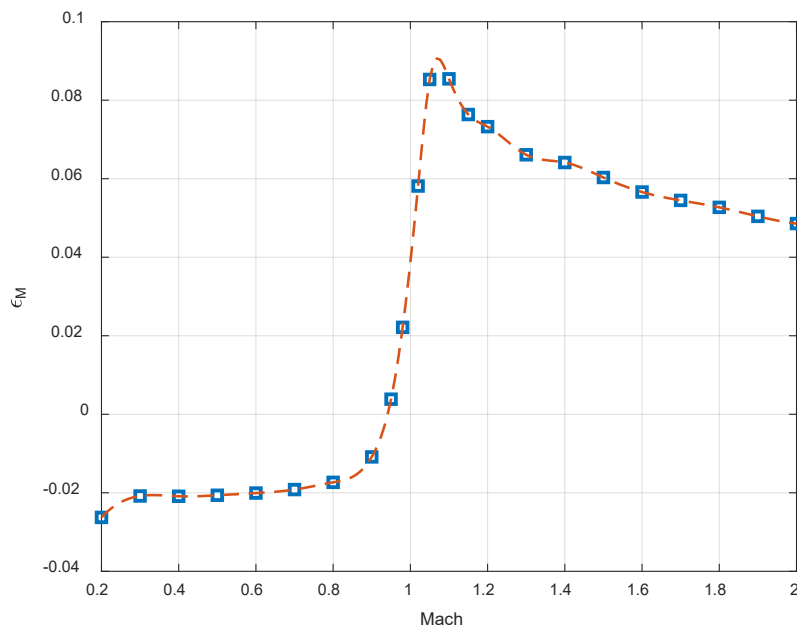
maksymalny dostępny stosunek sygnału do szumu z tego względu wynikający. Minimalizuje się w ten sposób ryzyko uzyskania zbyt niskich różnic ciśnień w kanałach, wynikających ze zbytniego zagęszczenia czujników w obszarach o podobnym rozkładzie ciśnienia. Algorytm w tym ustawieniu skupiony jest na kanale pochylania, gdzie tych punktów umieszczono więcej. Symetryczne rozmieszczenie punktów jest właściwe ze względu na symetrię dynamiki obiektu. Na Rys. 42. przedstawiono charakterystyki kalibracyjne dla takiego rozłożenia punktów pomiaru.

Na Rys. 43. przedstawiono przebieg wyznaczonego parametru kalibracyjnego  $\varepsilon_M$  w funkcji liczby Macha, dla zerowych  $\alpha_e$  i  $\beta_e$ . W zakresie poddźwiękowym przepływu zauważono, że wyniki dla  $M = 0,2$  odbiegają od charakteru krzywej. Wskazuje to na ogólnie niską jakość wyników dla tej prędkości z uwagi na przepływ nieściśliwy, który rozwiązywany był za pomocą modelu gazu idealnego. Miało to związek z przygotowaniem uniwersalnego modelu dla całego zakresu pokrywanych liczb Macha. Zdecydowano się na odfiltrowanie tych danych i posłużenie się zależnością Prandtla-Glauerta wyznaczanej z dalszego przebiegu. Otrzymane wyniki są spójne z istniejącą literaturą i zauważono, że po przekroczeniu reżimu transonicznego współczynnik  $\varepsilon_M$  zaczyna zbiegać do wartości zerowej [34, 88]. To potwierdza, że w reżimie hipersonicznym możliwe jest wykorzystywanie zależności wynikających ze zmodyfikowanej teorii newtonowskiej z bardzo dużą ufnością.

Analogiczne charakterystyki otrzymano również dla parametrów  $\varepsilon_\alpha$  oraz  $\varepsilon_\beta$  na Rys. 44. i Rys. 45., które opisują wpływ odpowiednio kąta natarcia i kąta odchylenia na wartości kalibracyjne. Zarówno dla  $\varepsilon_\alpha$ , jak i  $\varepsilon_\beta$ , obserwowane krzywe dopasowane do punktów przyjmują postać paraboliczną, a wraz ze wzrostem liczby Macha szczyty tych parabol przesuwają się w stronę większych wartości kąta, co zostało również odnotowane w literaturze. Efekt zaobserwowany został w opracowaniu Cobleigh'a i Whitmore'a [91] i dotyczy wypłaszczenia się charakterystyki zależnej od  $\alpha_e$  dla prędkości  $M > 2$  i jest silnie reprezentowany w uzyskanych rezultatach. Potwierdza to, że kalibracja modelu aerodynamicznego została wykonana zgodnie ze sztuką i może być wykorzystywana do dalszych symulacji. Wyraźnie zmniejszająca przegięcie krzywa wyróżnia się na tle pozostałych.

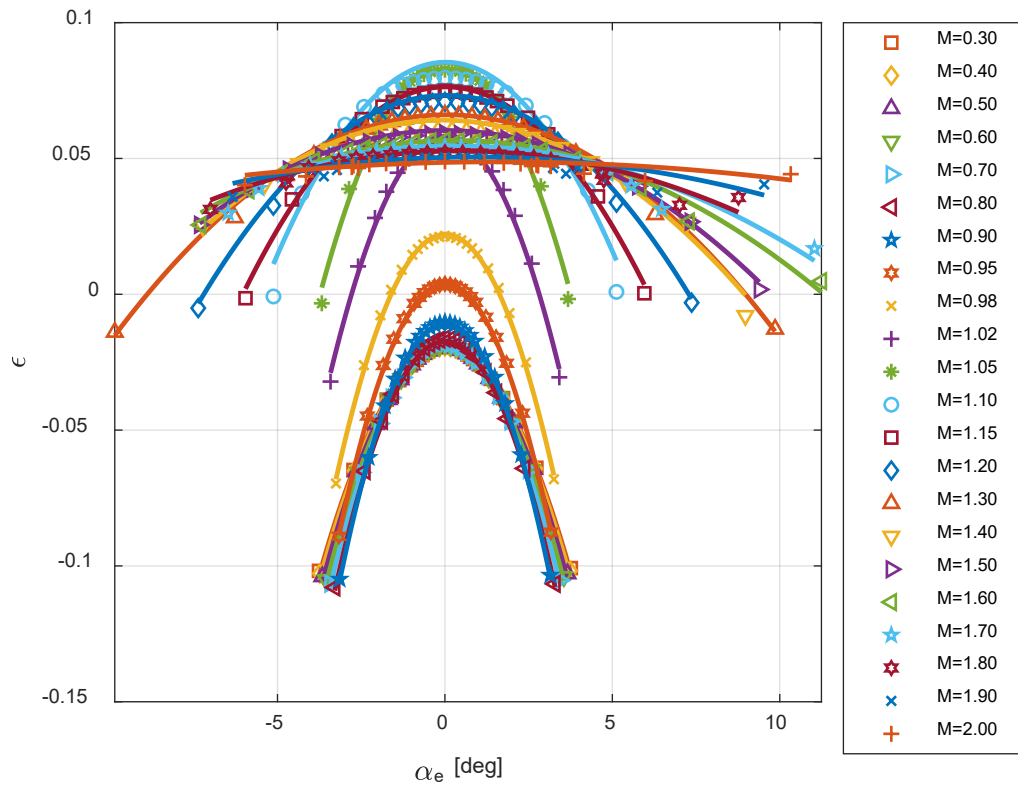


Rys. 42. Wybrane przebiegi parametru kalibracyjnego  $\epsilon(\alpha, \beta)$ . Źródło: Opracowanie własne.

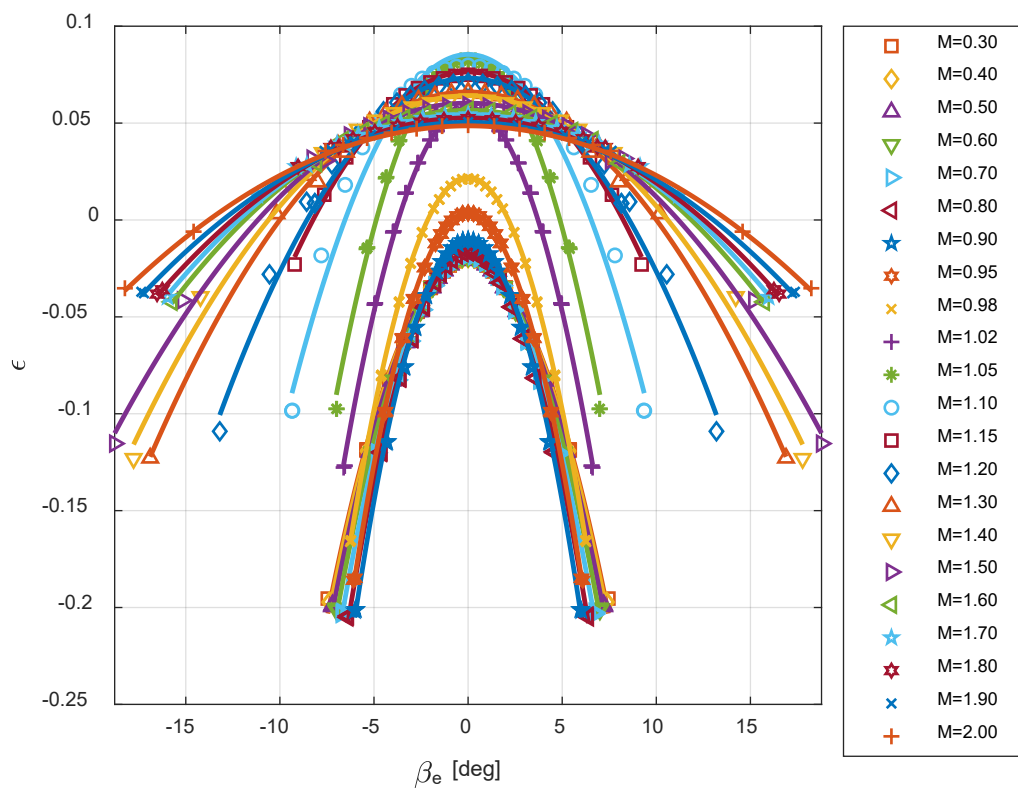


Rys. 43. Zależność współczynnika  $\epsilon_M$  od liczby Macha. Źródło: Opracowanie własne.

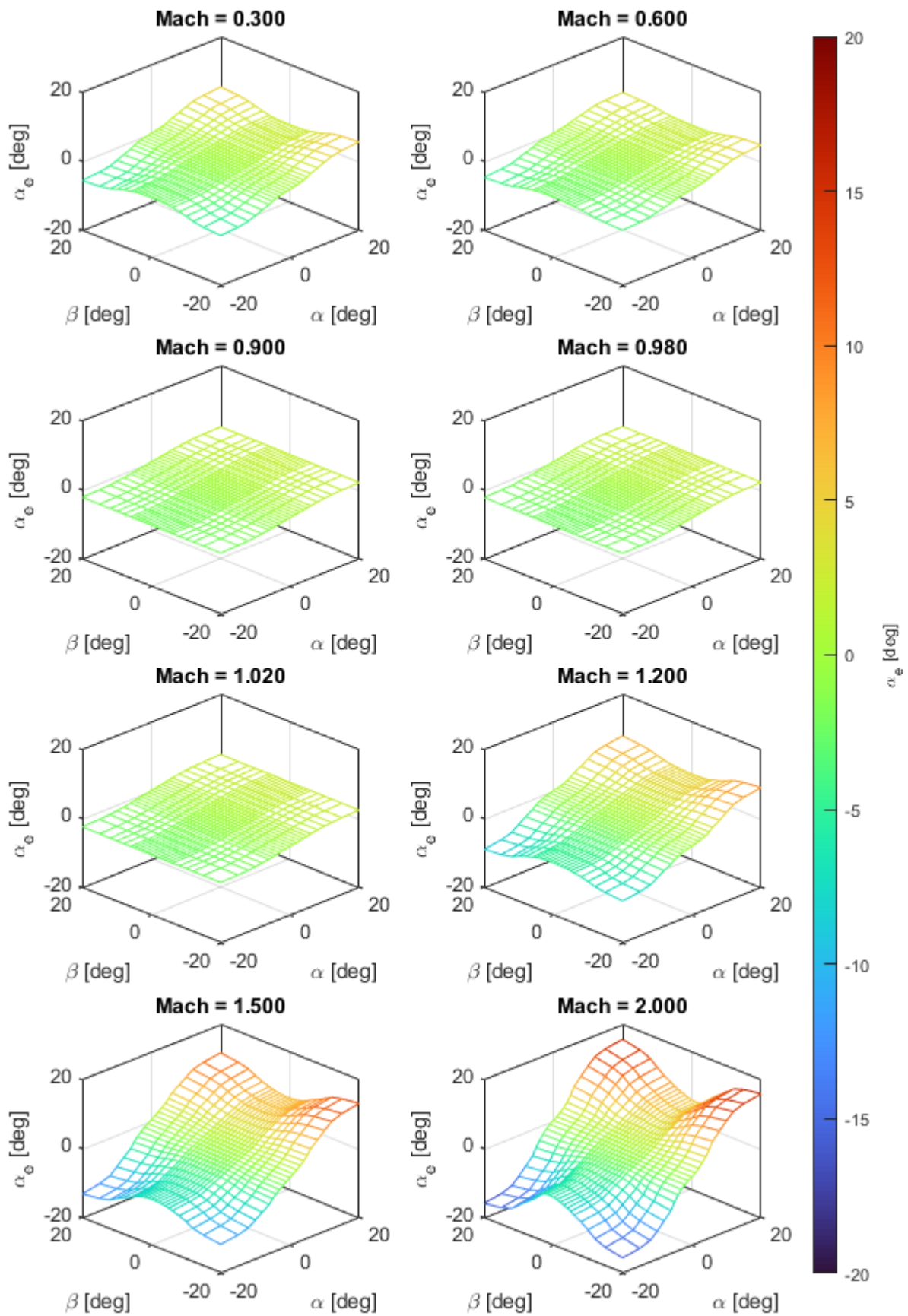
Pochodną tych zależności, czyli kalibrację kątów względem  $\alpha$  i  $\beta$  ze zbioru danych CFD bezpośrednio zaobserwować można na Rys. 46. i Rys. 47. Zbieżność uzyskanych wyników z publikowanymi charakterystykami potwierdza, że przyjęty układ czujników i sposób wyznaczania parametrów kalibracyjnych zapewni prawidłową rekonstrukcję parametrów przepływu w modelowanym zakresie liczb Macha. Co do zasady dane są symetryczne, tak jak i geometria oraz użyty rozkład punktów pomiarowych. Odchyłki związane z użyciem siatki niestrukturalnej w modelu CFD i filtrowanie wartości odstających spowodowały niewielkie asymetrie na wykresach. Widoczne ponownie w tym miejscu jest to, że kalibracja kątów na dużych wartościach kąta  $\lambda$  prowadzi do większych wartości kalibracyjnych, co oznacza ponownie niskie różnice odczytywanego ciśnienia statycznego w sąsiednich portach.



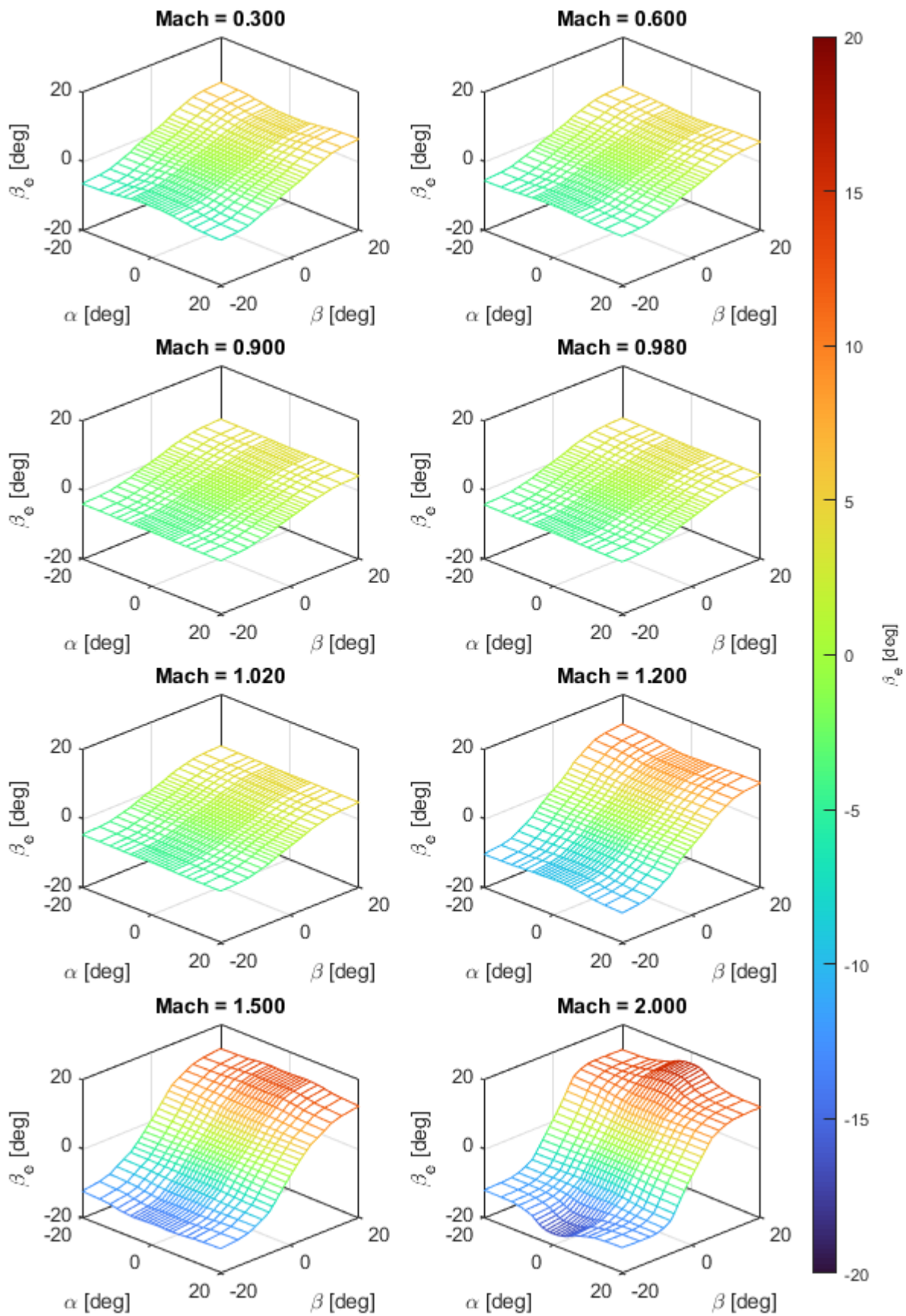
Rys. 44. Zależność  $\epsilon_\alpha$  od liczby  $\alpha_e$  dla różnych  $M$  ( $\beta_e = 0$ ). Źródło: Opracowanie własne.



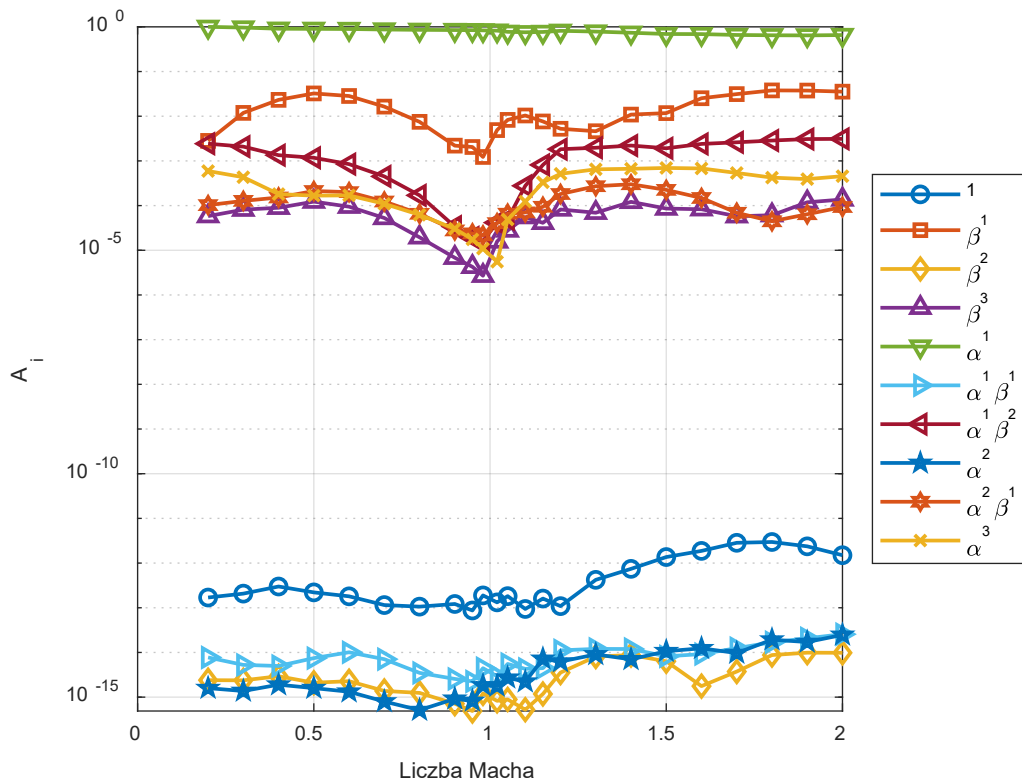
Rys. 45. Zależność  $\epsilon_\beta$  od liczby  $\beta_e$  dla różnych  $M$  ( $\alpha_e = 0$ ). Źródło: Opracowanie własne.



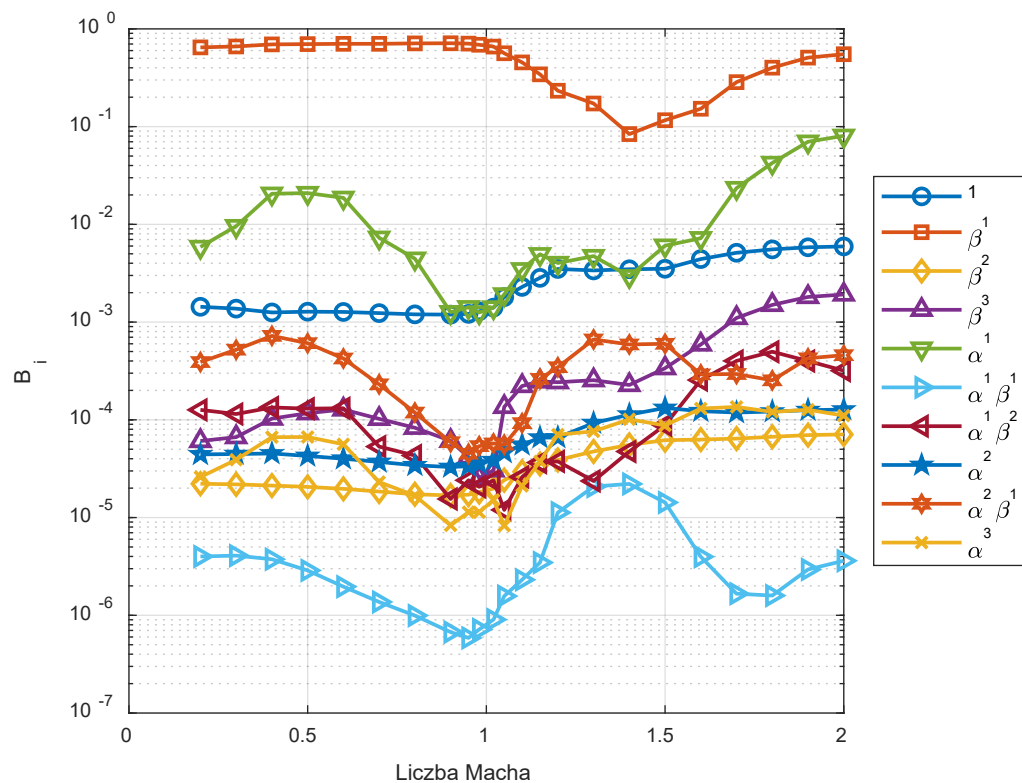
Rys. 46. Wybrane przebiegi parametru kalibracyjnego dla kąta natarcia  $\delta\alpha$ . Źródło: Opracowanie własne.



Rys. 47. Wybrane przebiegi parametru kalibracyjnego dla kąta ślizgu  $\delta\beta$ . Źródło: Opracowanie własne.



Rys. 48. Zależność współczynników wielomianu  $\delta\alpha$  od liczby Macha. Źródło: Opracowanie własne.



Rys. 49. Zależność współczynników wielomianu  $\delta\beta$  od liczby Macha. Źródło: Opracowanie własne.

Na Rys. 48. i Rys. 49. przedstawiono współczynniki uzyskane przy dopasowaniu wielomianów do prezentowanych charakterystyk z Rys. 46. i Rys. 47. Wyraźnie dominującym współczynnikiem jest współczynnik liniowy, co widoczne było na powierzchniach  $\alpha_e$  i  $\beta_e$ . Współczynniki proporcjonalne do kąta  $\alpha$  dla  $\beta$  mają niewielki, lecz niepomijalny wpływ na rekonstrukcję  $\alpha$ . Analogicznie  $\beta$  nieznacznie wpływa na  $\alpha$  (słabe sprzężenie krzyżowe). Gdyby układ był symetryczny – można by się spodziewać odpowiadających sobie wyników. Pozostałe współczynniki mieszane mają marginalny wpływ, jednak zachowane zostały z uwagi na relatywnie małe różnice w ciśnieniach. Są znaczące dla poprawy symulowanych wyników dla niskich kątów i ich udział jest co do wartości znaczący dla dużych kątów i wysokich rzędów. Ocena przebiegów  $A_i$  pozwoliła na ocenę i usunięcie czterech współczynników, które znalazły się znacznie poniżej ustalonej na  $10^{-5}$  wartości granicznej. Wartości  $B_i$  zachowano wszystkie. Wykazano już we wspomnianej przed momentem pracy [91], że  $\beta$  może mieć marginalny wpływ na  $\alpha$ , co byłoby właściwe, gdyby  $\lambda$  nie była tak zbliżona do kąta  $90^\circ$ . Znacznie przesuwające się struktury niestacjonarne wzdłuż wydłużonej struktury przedniej, nawet na małych kątach natarcia, mogą interferować lub istotnie wpływać na pole ciśnień korpusu po stronie ssącej przepływu.

### 5.3 Wyniki badań i symulacji systemu

Poniższa sekcja niniejszego rozdziału prezentuje wyniki rekonstrukcji parametrów z FADS. Przedstawiono dwie konfiguracje: klasyczną, symulowaną aplikację na obłej części noska symulowaną w poddźwiękowej wersji oraz naddźwiękowej i układ zastosowany w sensorze z symulowaniem dodatkowo dołączanych punktów syntetycznych, rzeczywiście nie mierzących, do dopełnienia algorytmu „trójek”. Podjęto próbę rekonstrukcji kątów na bazie danych z testu lotnego skonstruowanego układu.

#### 5.3.1 Symulacje lotu i sensora

Każda rakieta projektowana w Wojskowym Instytucie Technicznym Uzbrojenia testowana jest w środowisku Matlab i Simulink. Symulacja posiada rozbudowany model aerodynamiczny rakiety w oparciu o wielowymiarowe macierze współczynników sił i momentów aerodynamicznych z symulacji CFD. Uwzględnia zmianę masy, momentów

bezwładności oraz środka ciężkości wraz z ubytkiem paliwa oraz dane siły ciągu produkowanego przez silnik raketowy na bazie wcześniej przeprowadzonych prób na hamowni. W zależności od profilu misji symulator jest rozbudowywany o dodatkowe zdarzenia (dzielenie członów, uruchomienie członu i modele dynamiki podsystemów).

Kluczowym elementem symulacji jest model o 6 stopniach swobody (6DOF) wyrażony w kątach Eulera lub kwaternionach. Równania definiujące ruch opisano poniżej:

$$F = m \frac{dV}{dt}$$

gdzie:

$F$  – wektor sił,

$V$  – wektor prędkości w osiach  $X, Y, Z$ ,

$m$  – masa rakiety.

$$M = I \frac{d\omega}{dt} + \omega \times I\omega$$

gdzie:

$M$  – wektor momentów,

$I$  – macierz momentów bezwładności,

$\omega$  – wektor prędkości kątowej w układzie związanym z ciałem (prędkość przechylania:  $p$ , prędkość pochylenia:  $q$ , prędkość odchylenia:  $r$ ).

Symulacja uwzględnia także model atmosfery, który zawiera zmienną prędkość i kierunek wiatru względem rakiety na różnych pułapach lotu. W celu rozpatrzenia możliwych scenariuszy lotu, wartości te dodawane są odpowiednio do składowych prędkości rakiety. Stałym elementem zaimplementowanym do środowiska symulacyjnego jest model transmitancji sterów. Został on przygotowany na podstawie badania odpowiedzi na dane wymuszenia powierzchni sterowych i uwzględnia wszelkie niedokładności i luzy występujące na rzeczywistym układzie.

Na podstawie danych pomiarowych z jednostki inercyjnej oraz współrzędnych celu, system GNC oblicza odpowiednie wychylenie powierzchni sterowych. Wartości wychyleń przechodzą przez model transmitancji sterów, a następnie, trafiają do macierzy współczynników aerodynamicznych. Na bazie wychyleń oraz parametrów takich jak kąt natarcia, ślizgu oraz prędkość rakiety pobierane są odpowiednie współczynniki aerodynamiczne, z których później obliczane są siły i momenty. Trafiają one do modelu 6DOF, który oblicza przeciążenia, prędkość liniową, kątową, pozycję w układzie związanym z Ziemią i inne wartości z nich wynikające. Na podstawie aktualnej wysokości pobierane są parametry wiatru, które w następnej kolejności są dodawane do prędkości rakiety. Parametry przeciążeń oraz prędkości kątowej rakiety trafiają do zamodelowanego komputera pokładowego (*guidance, navigation, control* – GNC) i cały cykl zaczyna się od nowa.

Wyliczone kąty mogą służyć, w połączeniu z posiadaną bazą ciśnień na pocisku, do symulacji różnych wariantów prędkości i kątów głównych w locie celem oszacowania wydajności prowadzonej kalibracji oraz porównania z wynikami z rzeczywistych lotów. Symulacja opracowywana jest wspólnie przez inżynierów Centrum Techniki Raketowej. Jej wyniki wykorzystano do prowadzenia analiz porównawczych i własnej symulacji przebiegów ciśnienia do algorytmów FADS uzyskanych z tabel z wynikami  $c_p$  uzyskanych z pomocą metod numerycznych.

### 5.3.2 Symulacja działania w locie poddźwiękowym

Z wybranej z prowadzonych symulacji lotu trajektorii wykonano estymacje danych o locie z wykorzystaniem algorytmu FADS. Trajektoriami to typowy start z wyrzutni naziemnej i lot na punkt w przestrzeni. Wyekstrahowano dane o kącie natarcia i ślizgu w funkcji wysokości lotu i liczby Macha. Na tej podstawie wygenerowano zestaw danych w 10 portach ulokowanych tak jak układ wykorzystany do wizualizacji charakterystyk kalibracyjnych. Stanowi to możliwie najlepsze (największe rozproszenie) ustawienie portów ciśnieniowych dostępne obecnie bez szerokich zmian konstrukcyjnych, jednak niepożądane z uwagi na niekompatybilność z układami naprowadzającymi, które docelowo w tej przestrzeni będą. Ten układ wykorzystano jako „idealny” stanowiący punkt wyjścia do prezentacji kolejnych wyników. Idealne dane wejściowe o ciśnieniu do symulacji obciążono zaburzeniami imitującymi naturalny szum o amplitudzie  $1,83 Pa$  (precyzja czujnika typu RSC) oraz

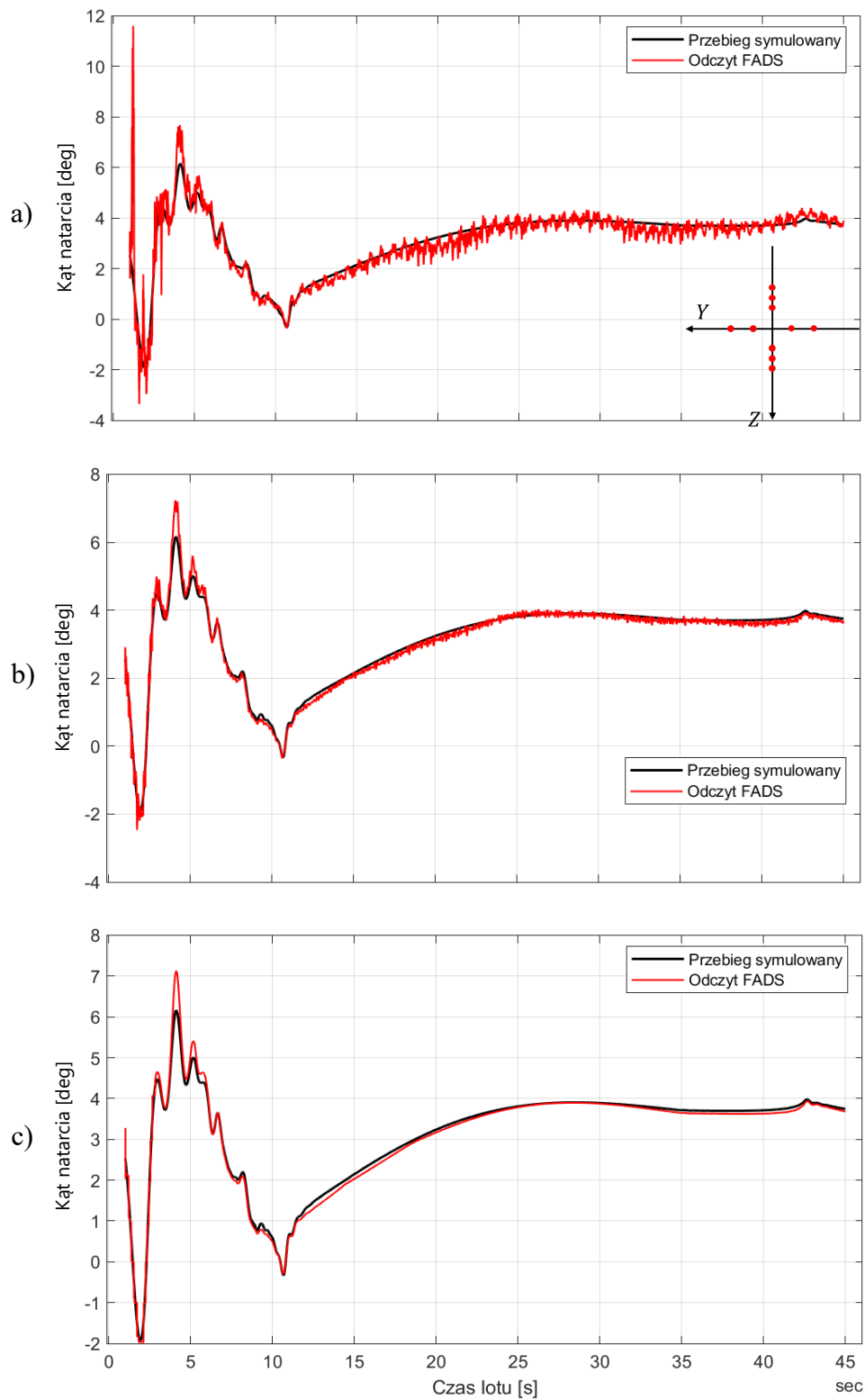
19,53 Pa (precyzja czujnika typu HSC) i zmiennej częstotliwości – każdy punkt ciśnieniowy dostał własną charakterystykę. Ma to na celu sprawdzenie odpowiedzi algorytmu na pseudo-rzeczywiste zachowanie układów pomiarowych.

Na Rys. 50. - Rys. 53. przedstawiono wyniki symulacji działania sensora w trzech przypadkach: przy symulacji szumów w sensorach RSC, HSC i przy przebiegu bez zaburzeń. Praca algorytmu wykazuje dobrą zgodność między przebiegiem symulowanym, a odczytami na podstawie wstawionych ciśnień. Różnice mają charakter lokalny. Zauważalne są w początkowej fazie lotu, gdzie prędkość jest wciąż niska, a dane są ekstrapolowane z wyników dla  $M = 0,3$ . Sensor jest w ogólnym ujęciu nieczuły na dodane szumy, a jego odporność rośnie wraz z prędkością. Sprawdzono, że w tym ustawieniu pozostaje stabilny nawet dla szumów o amplitudzie do 40 Pa. W zastosowaniu rzeczywistym proponuje się dodatkowe filtrowanie danych, z zastrzeżeniem, że nie może ono obciążać znacząco stałych czasowych dotyczących odczytu danych i ich interpretacji przez algorytm. Maksimum w okolicy kąta natarcia wynoszącego  $6^\circ$  algorytm przeszacował o wartość  $1^\circ$ . Na przebiegach zaszumionych ta różnica jest zbliżona, tj. w granicy 16% odchylenia (średnio  $\pm 6\%$ ) w szczycie, jednak oscylacje zwiększają lokalne średnie odchylenie, a ich amplituda jest tego samego rzędu wielkości i się sumuje. Nieco gorzej wypadł kąt ślizgu, który był wyznaczany z mniejszej liczby próbkowanych punktów. Na przebiegu dotyczącym kąta ślizgu widoczne są skokowe zmiany parametrów. Spowodowane one są użytym sposobem interpolacji danych oraz niską wartością wyznacznika funkcji przy określaniu  $\beta_e$ , która powoduje okresową zmianę znaku sumowanych wartości. Widoczne jest, że przy wzroście poziomu szumu ten efekt zanika. Maksymalne odchylenia od referencji sięgają nawet wartości  $0,51^\circ$  przy spodziewanej wartości  $0,81^\circ$ . Należy przypomnieć, że im mniejszy kąt, tym mniejsze odczyty różnic ciśnień i efekt był spodziewany. Pokrywa się to z niskim ciśnieniem dynamicznym, jako że układ był projektowany przede wszystkim z zamysłem użycia dla lotów naddźwiękowych. Niewielkie asymetrie przepływu, spowodowane zaokrągleniami numerycznymi i niestrukturalną siatką, mogą być przyczyną tych wahań przy stosunkowo niskich różnicach ciśnień w portach. Problem nie występuje przy wzrastających kątach i prędkości. Liczba Macha odwzorowana została bez większych rozbieżności, błąd nie przekracza wartości 1%. Na przebiegu ciśnienia statycznego widoczne jest przeszacowanie o amplitudzie do 1 kPa przy ciśnieniu mierzonym bliskim standardowemu, zatem różnica ta jest w zakresie 1% błędu i spada wraz ze wzrostem prędkości. Wykonane porównanie potwierdza, że implementacja i kalibracja przebiegły pomyślnie. Do produkcji kodu na raketę zalecane jest rozwinięcie sposobu filtrowania

i wygładzania danych z dostatecznie niskim opóźnieniem fazy, aby nie zaburzał wskazań w reżimie oczekiwanego próbkowania sensora. To znacznie poprawi stabilność całego rozwiązania.

Rys. 54. i Rys. 55. przedstawiają różnice między przebiegiem FADS, z szumami i bez, dla kąta natarcia względem symulowanej referencji oraz względem przebiegu uzyskanego z FADS bez dodawania szumów. Zwizualizowano trzy wspomniane poziomy szumu: 1,83 Pa (czujnik oparty na układach RSC), 19,53 Pa (czujnik oparty na układach HSC) i 40 Pa. W początkowej części przebiegu – przy niskim ciśnieniu dynamicznym i z powodu ekstrapolacji wartości  $c_p$  oscylacje są najwyższe. Z tego powodu rozdzielono wyniki, tak żeby przybliżyć lepiej zachowanie w tych dwóch fazach, korzystając z osobnych skal. Przebiegi różnic kąta natarcia charakteryzują się poziomem oscylacji odpowiednio dla szumów na poziomie 0,05°, 0,5° i 2°. Ignoruje się początkowe zaburzenia, jako że mają źródło w niskiej jakości ekstrapolowanych wartościach  $c_p$  i z nich wynikającej kalibracji wielomianowej. Współczynnik skośności rośnie wraz ze wzrostem szumów. W zależności od ich amplitudy i korelacji z prędkością zmienia się charakter lokalny, raz przeszacowując wartość, a raz niedoszacowując. W tym miejscu te wnioski wynikają ze wzajemnych relacji szumów na kanałach, które mają składowe sinusoidalnie zmienne – nakładają się i rezonują. W ujęciu całego lotu – sensor przeszacowuje wartości. Przy wzroście prędkości oscylacje malały, a przy spadku znów zaczęły rosnąć. W rzeczywistym locie mogłoby to zjawisko nie wystąpić w takim charakterze, jednak taki rząd wielkości szumów sygnalizuje, że problem istnieje. Być może jego istotność spada wraz ze wzrostem reżimu prędkości, jednak aby sensor był możliwie uniwersalny należy również użyć odpowiedniej klasy komponentów pomiarowych. Przy amplitudach tego samego rzędu wielkości co mierzony kąt, takie działanie dyskwalifikowałoby w praktyce sensor z użycia w obiekcie latającym. Te same wnioski tyczą się kąta ślizgu.

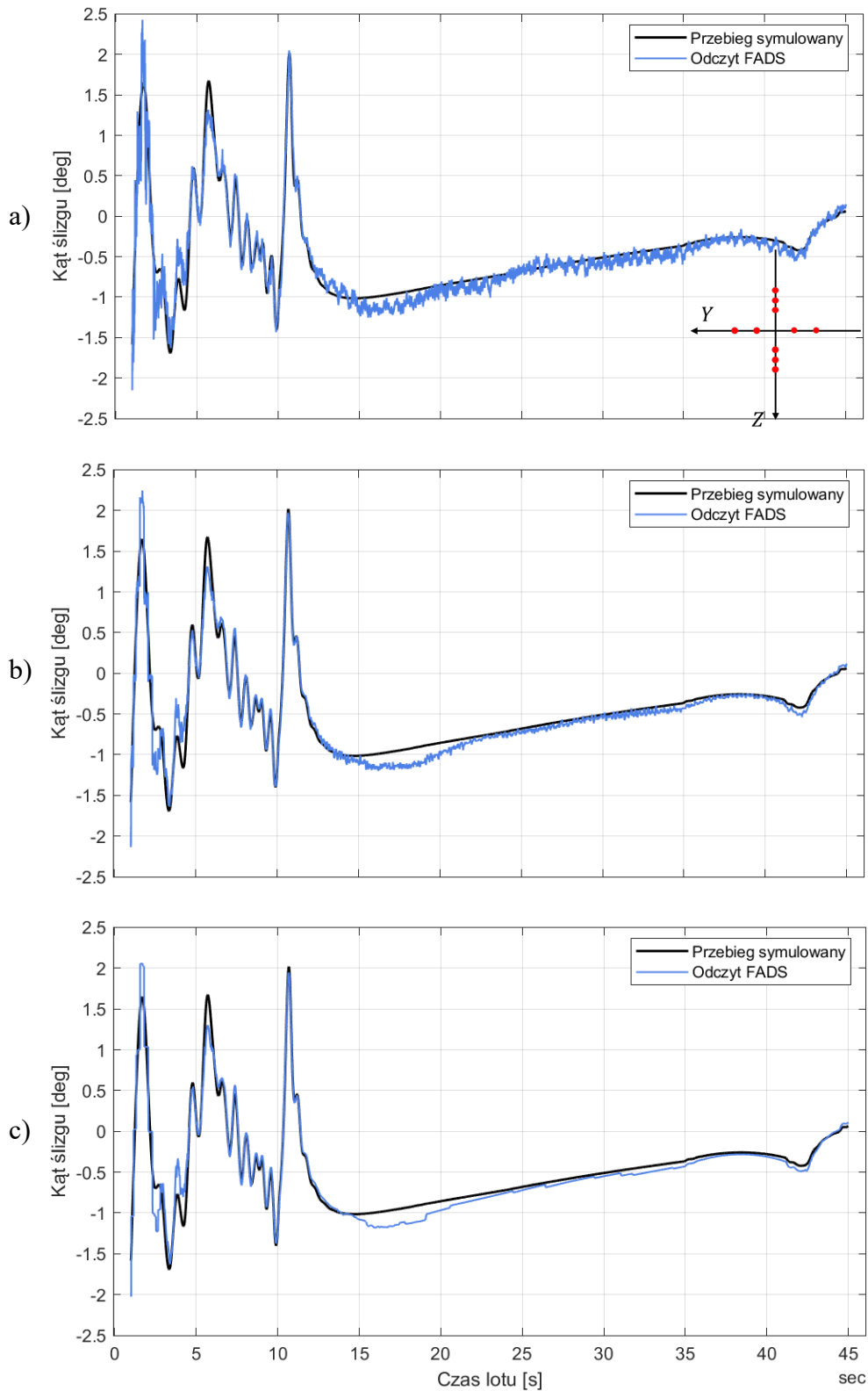
Rys. 56. i Rys. 57. przedstawiają różnice między przebiegiem FADS, z szumami i bez, dla uzyskanego ciśnienia względem symulowanej referencji oraz względem przebiegu uzyskanego z FADS bez dodawania szumów. Różnice względne są znacznie niższe w uzyskiwanych wartościach niż w przypadku kątów. Różnice chwilowe wynikające z szumów są symetryczne względem referencji z symulacji. Wszystkie przebiegi przeszacowały wartość ciśnienia, nie przekraczając przy tym błędu 1%. Te same wnioski tyczą się liczby Macha z tą różnicą, że liczba Macha jest nieznacznie niedoszacowana przez większość swojego przebiegu. To implikuje, że można w przypadku powstania takiej potrzeby w oparciu o dodatkowe dane poprawić kalibrację.



Rys. 50. Odczyty kąta natarcia przez algorytm sensora dla symulowanego lotu poddźwiękowego.

a) Symulacja sensora z HSC, b) Symulacja sensora z RSC, c) Symulacja bez szumu

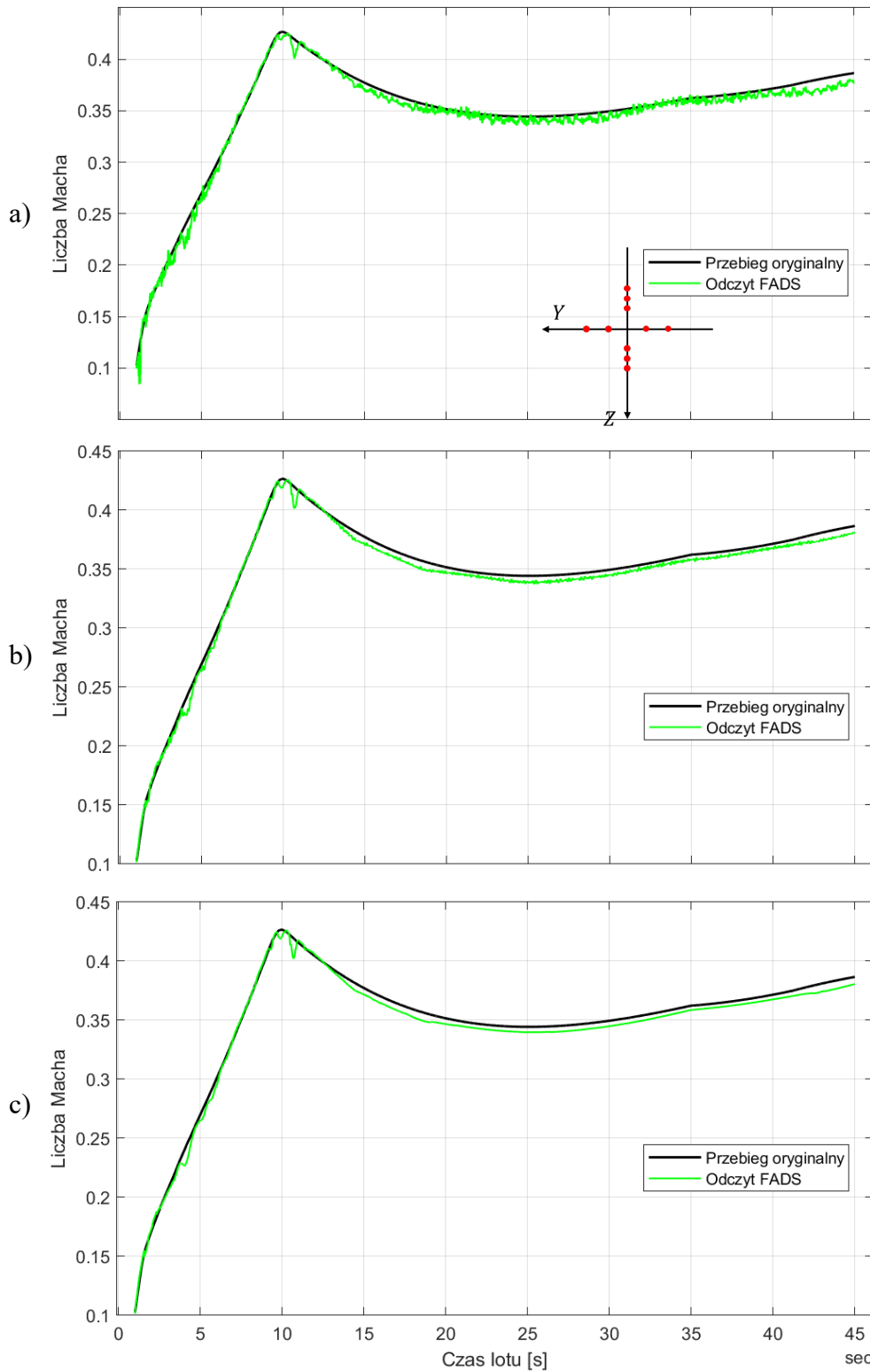
Źródło: Opracowanie własne.



Rys. 51. Odczyty kąta ślizgu przez algorytm sensora dla symulowanego lotu poddźwiękowego.

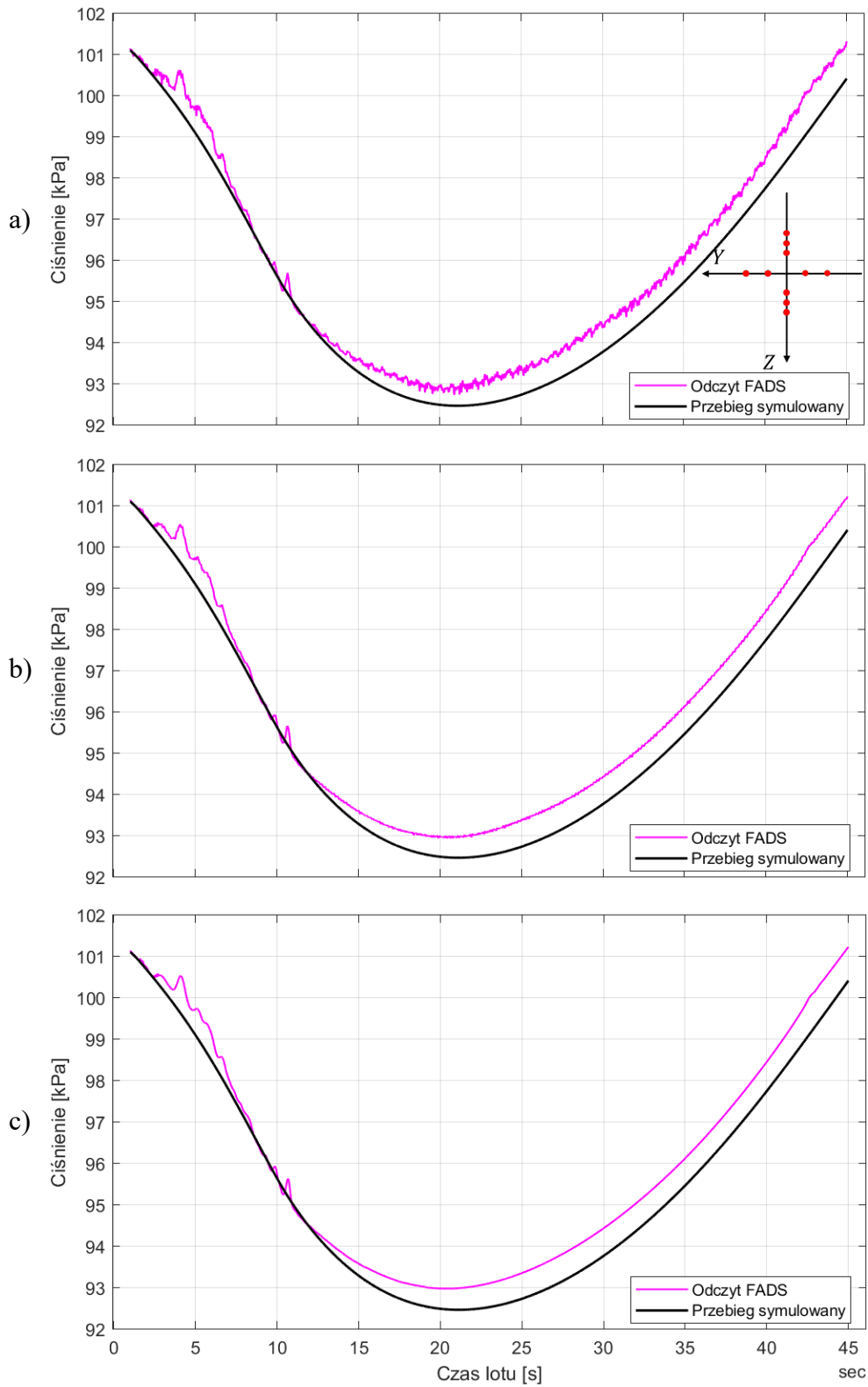
a) Symulacja sensora z HSC, b) Symulacja sensora z RSC, c) Symulacja bez szumu

Źródło: Opracowanie własne.



Rys. 52. Odczyty prędkości w postaci liczby Macha przez algorytm sensora dla symulowanego lotu poddźwiękowego. a) Symulacja sensora z HSC, b) Symulacja sensora z RSC, c) Symulacja bez szumu

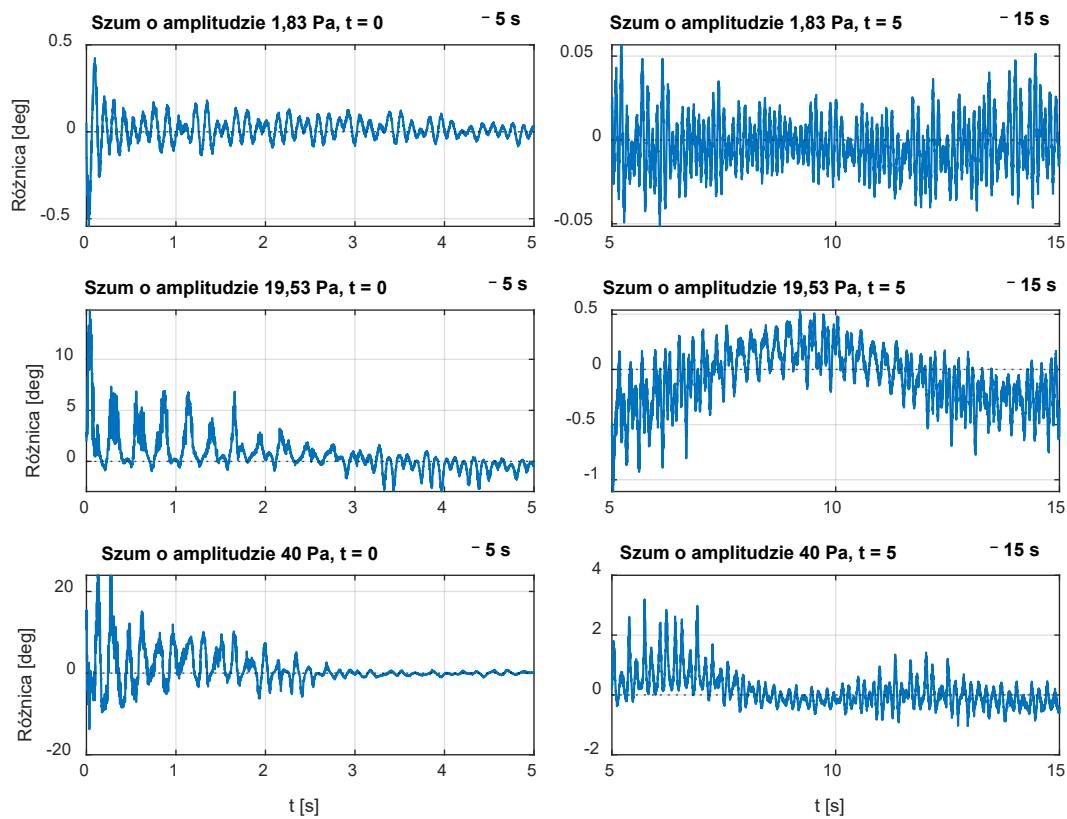
Źródło: Opracowanie własne.



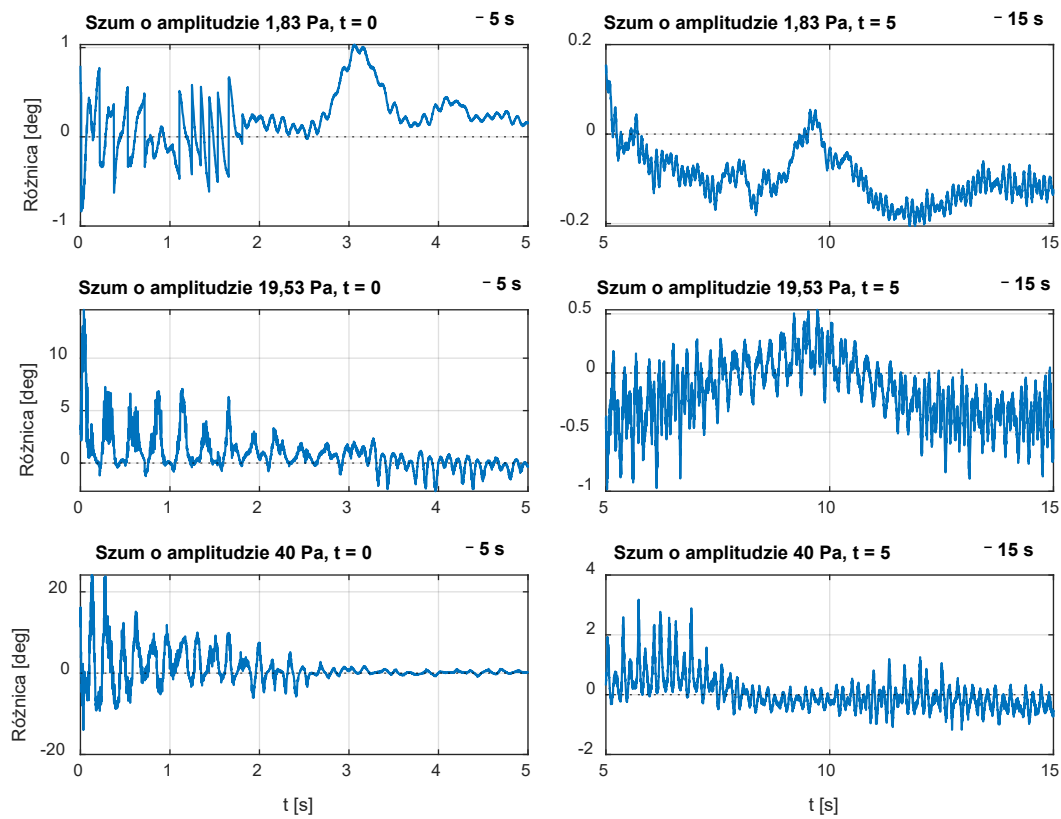
Rys. 53. Odczyty ciśnienia statycznego przez algorytm sensora dla symulowanego lotu poddźwiękowego.

a) Symulacja sensora z HSC, b) Symulacja sensora z RSC, c) Symulacja bez szumu

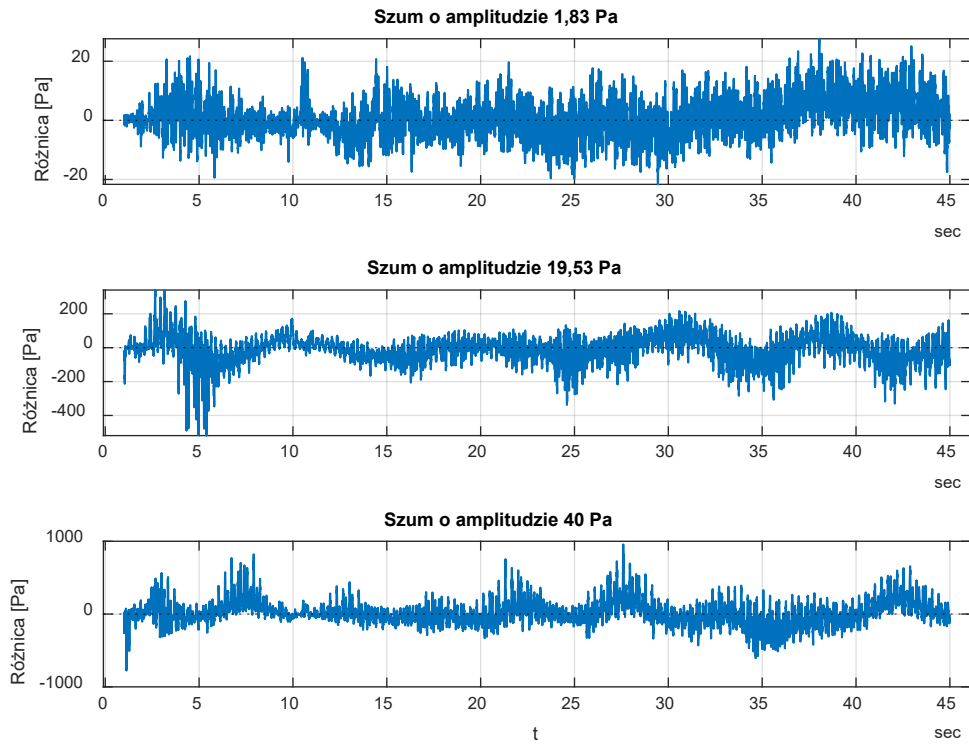
Źródło: Opracowanie własne.



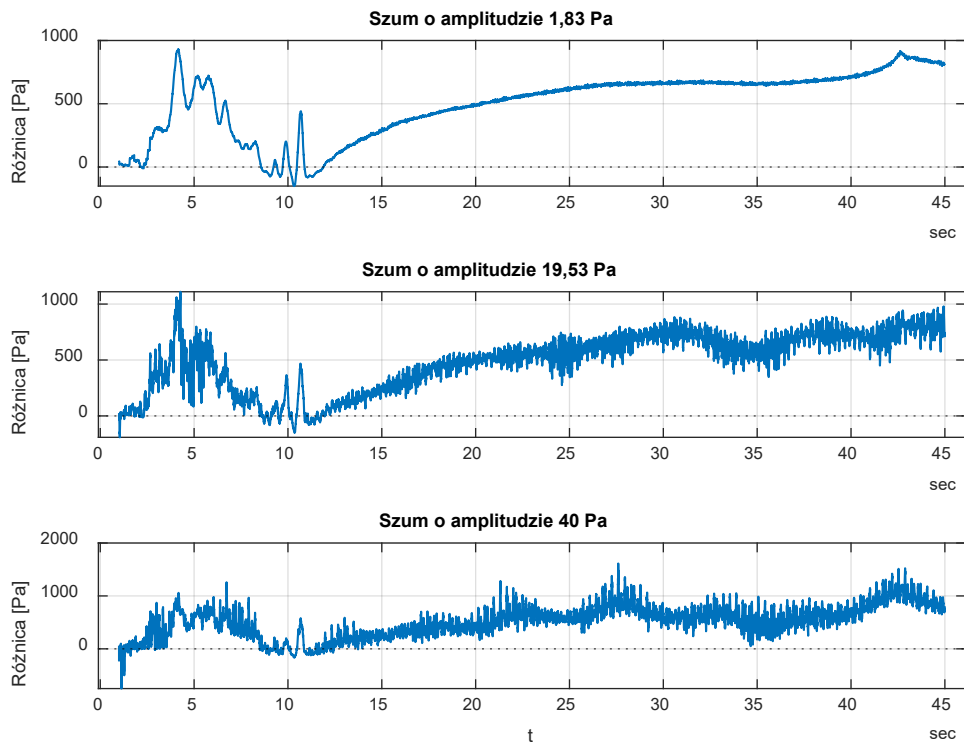
Rys. 54. Różnice  $\alpha_{FADS}$  w funkcji amplitudy szumów czujnika. Źródło: Opracowanie własne.



Rys. 55. Różnice  $\alpha_{FADS}$  w funkcji amplitudy szumów względem symulacji. Źródło: Opracowanie własne.



Rys. 56. Różnice  $p_{SFADS}$  w funkcji amplitudy szumów czujnika. Źródło: Opracowanie własne.



Rys. 57. Różnice  $p_{SFADS}$  w funkcji amplitudy szumów względem symulacji. Źródło: Opracowanie własne.

### 5.3.3 Symulacja działania w locie naddźwiękowym

W momencie rozpoczynania pracy wersja naddźwiękowa rakiety odbywała już kampanię badań w locie przed możliwością instalacji sensora, więc dostępne były dane rzeczywiste z IMU do sprawdzenia kalibracji modelu. Ostatni lot kampanii wykonano w sierpniu 2024 roku. Choć wykonano go już z zainstalowanym czujnikiem FADS opracowywanym w ramach tej pracy, nie przyniósł pozytywnych rezultatów z uwagi na usterkę techniczną i przerwanie lotu zbyt wcześnie, aby zgromadzić próbki pomiarowe. Pocisk mimo wcześniejszych udanych kwalifikacji uległ niekontrolowanemu rozcaleniu przed czasem 2 s od momentu rozpoczęcia lotu z powodu błędu logiki układu odzysku. Zachowało się jedynie 79 próbek ciśnienia z 8 czujników, przesłanych do stacji naziemnej przez moduł telemetryczny, które niestety nie umożliwiają żadnych działań weryfikacyjnych na proponowanym algorytmie w reżimie naddźwiękowym. Zdjęcie przygotowanego do testu pocisku ze zintegrowanym modułem FADS znajduje się na Rys. 58.



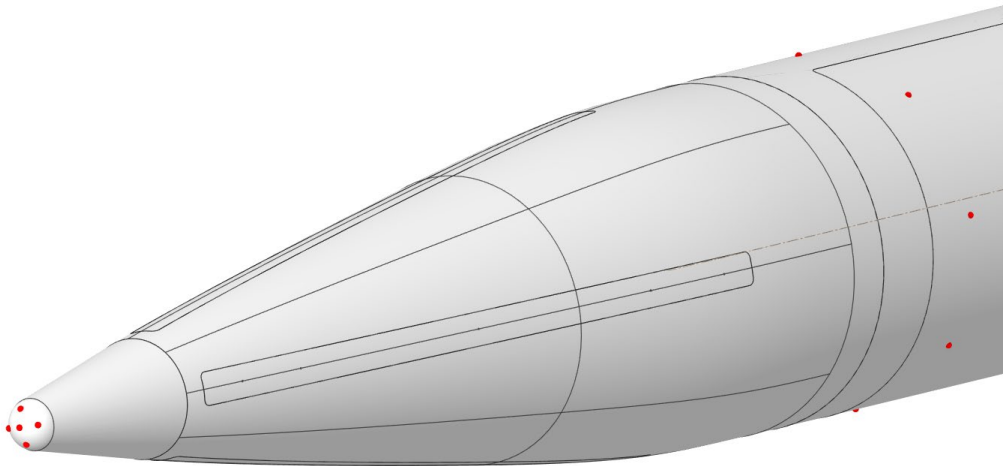
Rys. 58. Rakieta naddźwiękowa  $\varnothing 105\text{ mm}$  z zainstalowanym FADS na wyrzutni przygotowana do startu.

Źródło: Opracowanie własne.

System jest najbardziej przydatny w reżimie naddźwiękowym i kampanię testową zaplanowano dla obiektu poruszającego się w takim zakresie prędkości. Ze względu na chwilowy brak funduszy na dalsze badania na tym pocisku opisany lot z nieudaną rejestracją sensora to do momentu złożenia rozprawy ostatni wykonany test konfiguracji naddźwiękowej. Loty eksperymentalne rakiety są obciążone dużymi ryzykami i kosztami poligonowymi, ale jednocześnie są niezbędne do weryfikacji systemów w środowisku rzeczywistym. Jest tak z uwagi na ograniczenia modeli matematycznych i symulacji, które zawierają uproszczenia i założenia. Najlepsze odzwierciedlenie rzeczywistości, przy działaniu przeciążeń i wibracji, nie pozwala zweryfikować hipotetycznych wyników pracy z niedoskonałymi narzędziami. Prace eksperymentalne od tego momentu kontynuowano na rakiecie poddźwiękowej, a pracę układu w reżimie naddźwiękowym zasymulowano.

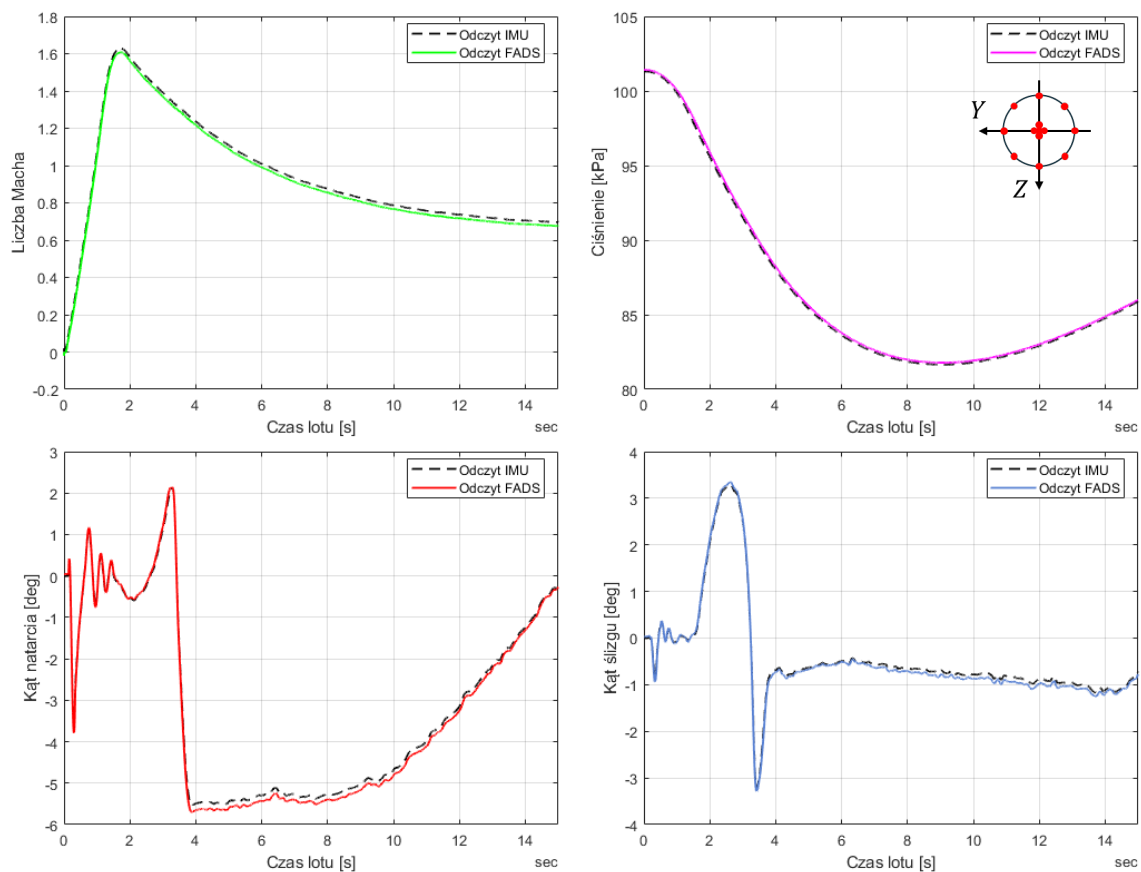
Podobnie jak w symulacji działania w locie poddźwiękowym – wygenerowano przebiegi ciśnień w środowisku symulacyjnym na podstawie odczytów z rzeczywistego IMU. Wykorzystano tym razem schemat zaprojektowanego układu FADS, czyli wieniec ośmiu punktów pomiaru ciśnienia wokół cylindra rakiety. Utracono przez to możliwość wykorzystania algorytmu „trójek”. Trójki pomiarowe muszą być rozstrzelone wzdłuż współrzędnej  $X$  pocisku dla pomiaru obu kątów przy wykorzystywanym algorytmie. Najlepiej jest, gdy znajdują się w jednej płaszczyźnie, co eliminuje część członów w równaniach i pozwala na szybsze kalkulacje. Nie instalując tych dodatkowych punktów, a chcąc wygenerować odczyt sensora powstający z różnic w tych trójkach, nie zmieniano podejścia do algorytmu. Podstawiono syntetyczne wyniki uzyskane za pomocą metod CFD w dodatkowych, wybranych punktach na nosku. Tę strefę wybrano dla zwiększenia ekspozycji na duże różnice ciśnień przy locie na dużych kątach natarcia. Skorzystano z analitycznej zależności na ciśnienie stagnacji w punkcie  $X = 0$  oraz wyników CFD w przekroju  $X = -2\text{ mm}$ . Te dane bezpośrednio zaimplementowano jako wykresy powierzchni zależnych od  $M$ ,  $\alpha$ ,  $\beta$ , co umożliwiło ich wyszukanie w tabeli i przetwarzanie w reżimie próbkowania układu pomiarowego ciśnienia. Na Rys. 59. wskazano lokalizację sensorów. Takie podejście hybrydowe wymaga dwóch iteracji liczby Macha wykorzystywanych do osiągnięcia zbieżności ciśnień symulowanych i zgodności ciśnienia dynamicznego założonego dla punktów syntetycznych – z rzeczywistym. Dokonano kalibracji modelu aerodynamicznego pod nowe rozstawienie czujników dla reżimu poddźwiękowego na bazie wyników obliczeń CFD. Pierwsze pięć użytych w tej konfiguracji sensorów jest zatem syntetycznych, a ich wejścia generowane są na podstawie CFD i wypracowanych przez cały układ parametrów, inicjalizując układ z  $M_{init} =$

0,001, a wysokość wstępną przyjmowaną do odczytania ciśnienia statycznego z modelu ISA (International Standard Atmosphere) wyznaczając jako średnią z mierzonych na wieńcu ciśnień.



Rys. 59. Punkty syntetyczne na nosku i pomiarowe na części cylindrycznej do analizy ciśnień w docelowym ustawieniu sensora. Źródło: Opracowanie własne.

Zarejestrowany strumień danych z IMU oczyszczono z odczytów zaburzających analizę wizualną. Dane z IMU pochodzą z badań w locie z kampanii testowej przed instalacją układu FADS. Na Rys. 60. widoczny jest uzyskany wynik działania FADS. Uzyskano bardzo dobre pokrycie się przebiegów, zgodnie z przewidywaniami z uwagi na wyższe wartości ciśnienia dynamicznego i wymuszenia – różnice są minimalne po kalibracji modelu aerodynamicznego. Nie przekraczają wartości  $0,1^\circ$  (średnio  $\pm 0,04^\circ$ ), która wynika głównie z niedoskonałości odwzorowania krzywych kalibracyjnych za pomocą wielomianów i w ten sposób powstających odchylen od rzeczywistości wyliczonych macierzy kalibracyjnych. W tej kwestii lepsze dopasowanie można osiągnąć wykorzystując metody typu *kriging* [55]. W planowanym zastosowaniu jest to wartość bardzo dobra i spełniająca kryteria przydatności, a więc nie ma potrzeby wprowadzania dodatkowych estymatorów na pokład pocisku. Mimo obracania się rakiety w początkowej fazie lotu, zanim włączany jest autopilot w teście (co widać na szybkozmiennych, przeciwbieżnych przebiegach kąta natarcia i ślizgu, oscylujących wokół 0) można zauważyć, że algorytm potencjalnie jest niewrażliwy i niezależny również od takiej ewentualności. Oczywiście taka teza wymaga weryfikacji, jednak to daje potencjał do użycia takiego układu w rakiecie obracającej się, typu *rolling airframe*.



Rys. 60. Odczyty ciśnienia statycznego przez algorytm sensora dla symulowanego lotu poddźwiękowego.

a) Symulacja sensora z HSC, b) Symulacja sensora z RSC, c) Symulacja bez szumu

Źródło: Opracowanie własne.

## 5.4 Działanie w środowisku rzeczywistym

Początkowo zaplanowany test układu na pocisku w wersji naddźwiękowej nie powiódł się, co opisano w podrozdziale 5.3.3. W celu realizacji pracy od strony doświadczalnej, poza badaniami tunelowymi, przygotowano kolejny sensor do instalacji na pokładzie. Z uwagi na opisaną usterkę badania eksperymentalne wykonano tylko na pocisku poddźwiękowym.

Pierwsze badanie w locie układu FADS przeprowadzono podczas badań testowej rakiety poddźwiękowej przedstawionej na Rys. 61. Misją były testy układu FADS oraz systemu sterowania i stabilizacji w trakcie lotu na punkt w przestrzeni, zatem istniała szansa na rejestrację przeciążeń i kątów toru lotu wymuszonych sterowaniem, a nie jedynie warunkami atmosferycznymi.



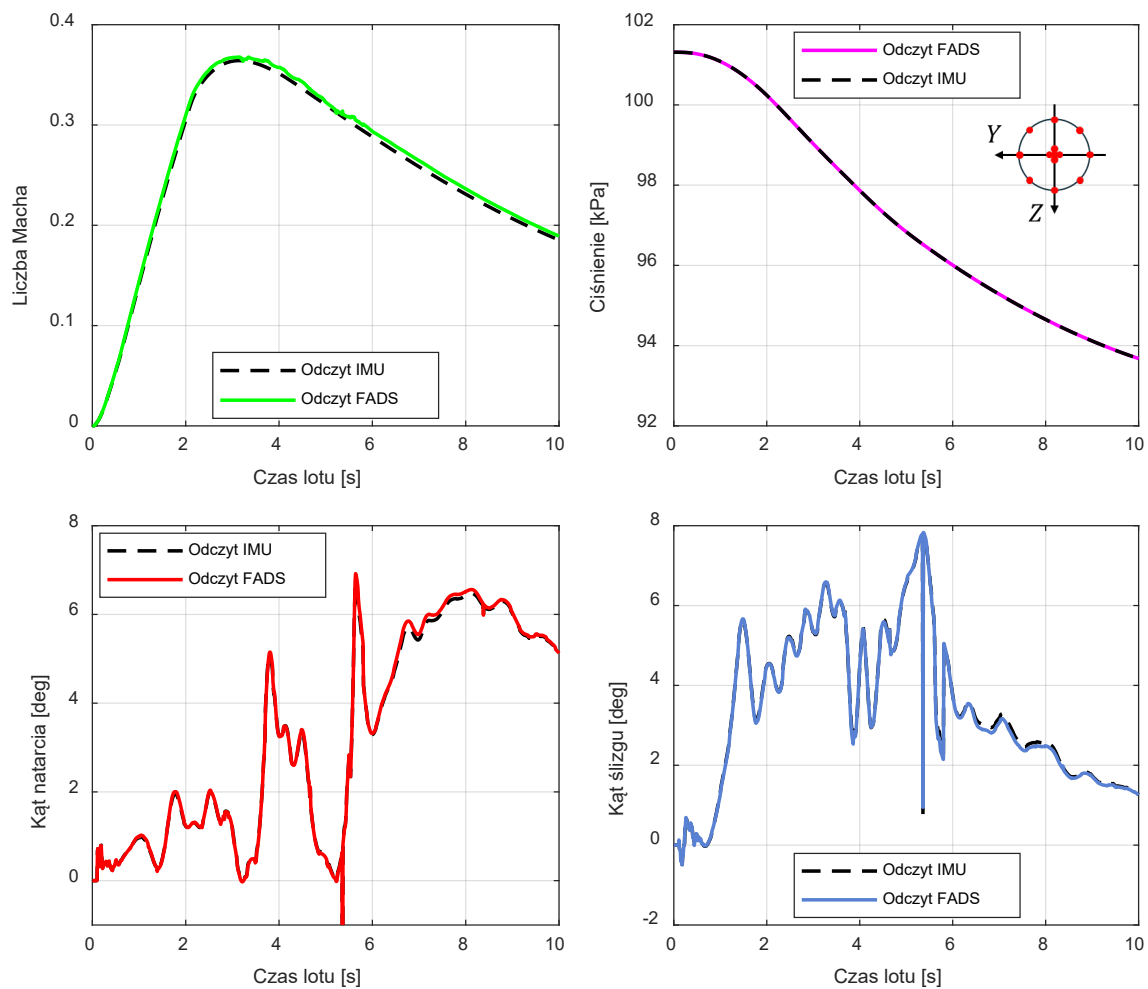
Rys. 61. Rakieta poddźwiękowa  $\varnothing 105\text{ mm}$  na wyrzutni. Źródło: Opracowanie własne.

Start rakiety poddźwiękowej odbył się 30 września 2024 r. z pochylanej wyrzutni zablokowanej na kącie  $70^\circ$  z poligonu Instytutu zlokalizowanego w Zielonce. Był to jeden z pierwszych w pełni sterowanych lotów, który od rozpoczęcia misji do zakończenia zachował się jak oczekiwano. Pocisk został po zadziałaniu zespołu odzysku podjęty z terenu poligonu, co umożliwiło pozyskanie danych. W przeciwieństwie do rakiety naddźwiękowej wyposażonej w łączność telemetryczną, to w konfiguracji poddźwiękowej rakiety trzeba raketę odnaleźć po powrocie na ziemię celem odczytu danych z rejestratora pokładowego. Lot pocisku poddźwiękowego trwał 13 s, po których otworzono spadochron w apogeum. Powrót na spadochronie z wysokości 711 m trwał 121 s.

Dokonano rejestracji ciśnień przez układ z sensorami typu RSC i sygnału z IMU (model STIM300 produkcji Safran Sensing Technologies, dawniej Sensoror). Strumienie danych zsynchronizowano czasowo i przetransformowano do wspólnego układu współrzędnych z racji obrotu. Strumień rzeczywisty auto-zeroowano i zsynchronizowano z odczytem IMU. Surowe dane z IMU wstępnie odfiltrowano z największych zakłóceń. Ich źródło wynika z błędów w komunikacji widocznych w surowych danych, gubienia ramek przy komunikacji po magistrali CAN z powodu niestabilności napięcia zasilania. Wynika to prawdopodobnie z niskiej jakości przetwornicy napięcia na wartość 3,3 V użytej na płycie sensora i jest to punkt do poprawy w następnej iteracji. Przebieg IMU został poddany filtracji Kálmána już na pokładzie pocisku.

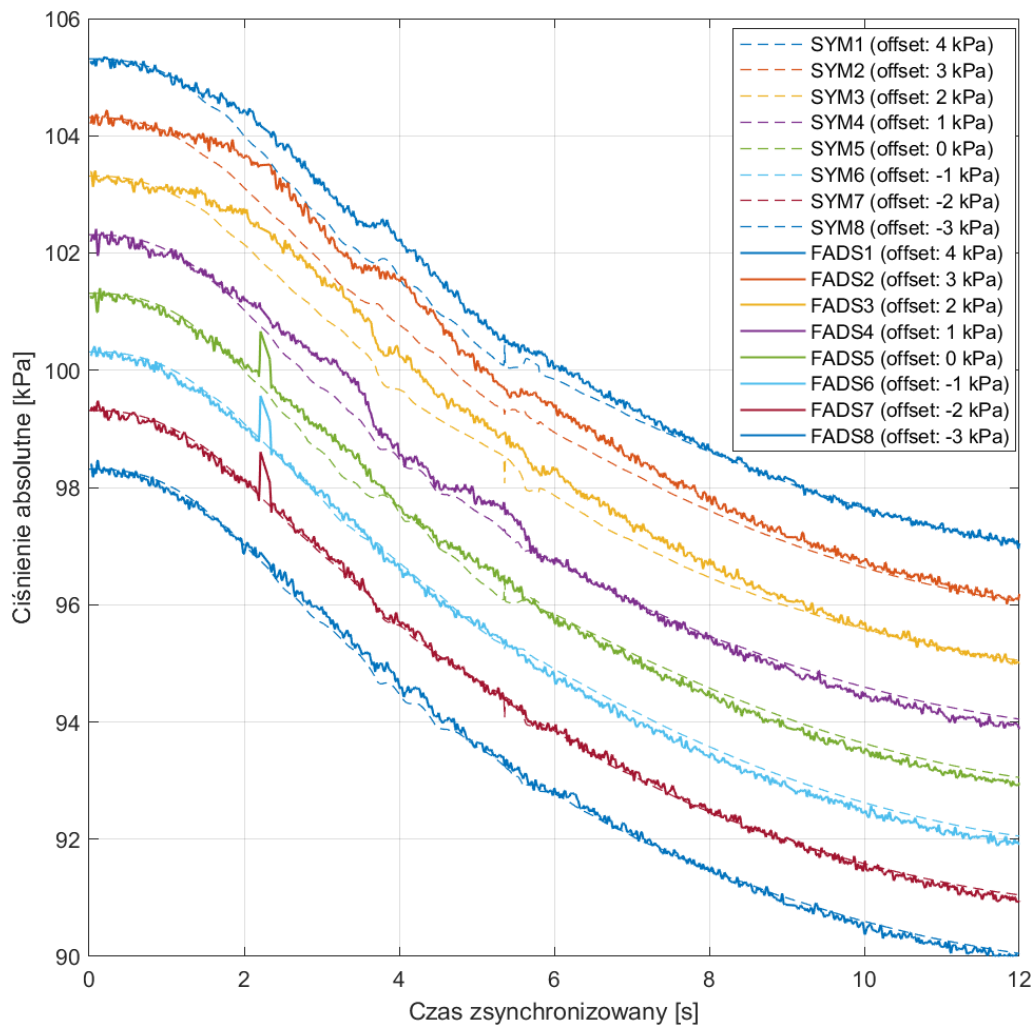
Algorytm na nowo skalibrowano pod naddźwiękowe prędkości i rzeczywiste rozłożenie sensorów pomiarowych, wraz z uwzględnieniem pięciu syntetycznych na nosku rakiety, jak miało to miejsce w symulacji naddźwiękowej, i zasymulowano do późniejszego porównania na podstawie odczytu IMU. Wyniki przedstawiono na Rys. 62. wykazują one bardzo dobrą zgodność, co oznacza, że algorytm faworyzuje większe wymuszenia (większe ciśnienie

dynamiczne) i mimo wcześniej zaprezentowanego dużego rozrzucenia sensorów na nosku, jeszcze lepszą odpowiedź uzyskano przesuwając je niemalże do strefy stagnacji i wspomagając odczytami z korpusu. Średnie odchylenie od wartości referencyjnej dla kąta natarcia wynosi 0,49%, natomiast dla kąta ślizgu to wartość 0,45%. W czasie  $t = 5,3$  s zarejestrowano skokową zmianę. Odpowiada ona manewrowi widocznemu na nagraniu z kamery pokładowej, kiedy to rakieta wykonała rotację w przechyleniu o  $180^\circ$ . Następnie po ustabilizowaniu autopilot wypracował momentalny ruch przeciwny i rakieta kontynuowała ruch po trajektorii do końca pomiarów. Takie zachowanie jest niestandardowe i nie ustalono jego źródła. Nie powtórzyło się to w kolejnych badaniach.



Rys. 62. Wyniki symulacji odczytu FADS po rekaliibracji na podstawie punktów syntetycznych i rzeczywistych.

Źródło: Opracowanie własne.

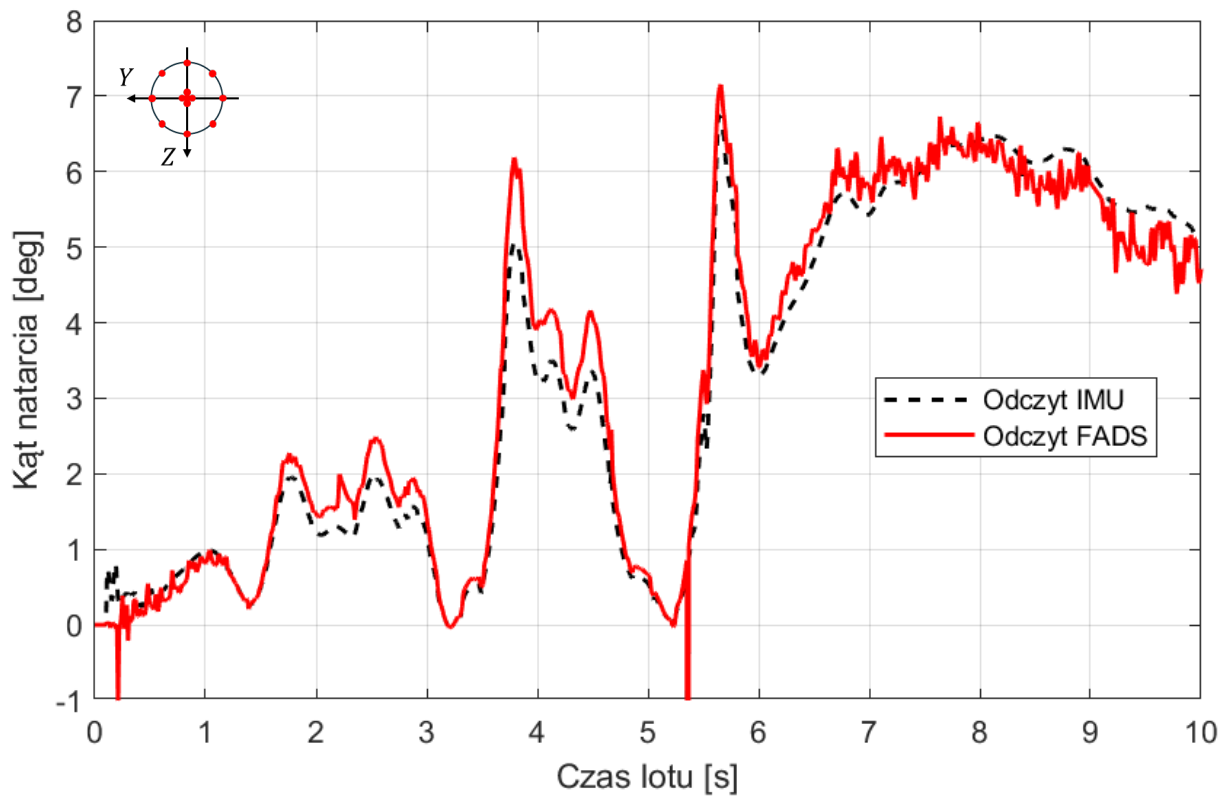


Rys. 63. Porównanie zmierzonych ciśnień w punktach pomiaru rzeczywistego z wynikami symulacyjnymi na podstawie kątów z IMU. Źródło: Opracowanie własne.

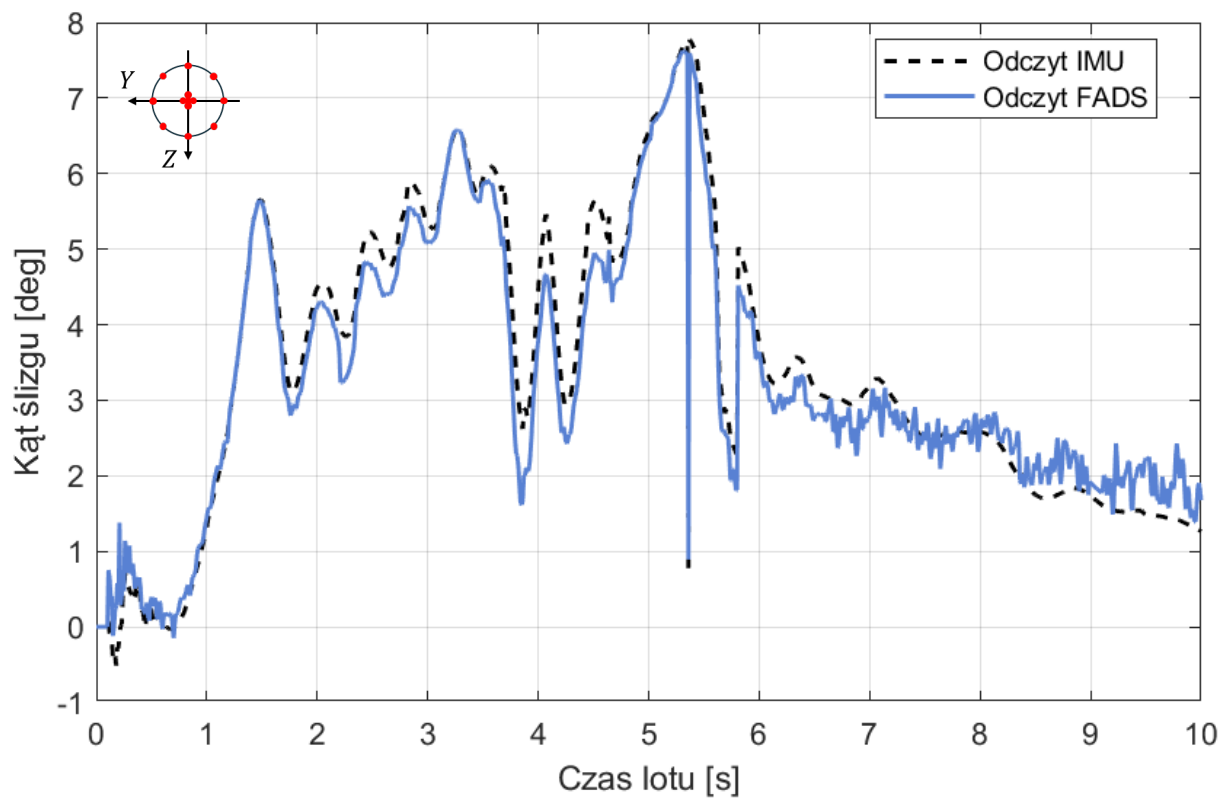
Dodatkowe pięć użytych w konfiguracji badawczej sensorów jest zatem syntetycznych. Wykorzystano tabelę z danymi o współczynniku ciśnieniowym z CFD. Układ zainicjalizowano z wartości  $M_{init} = 0,001$ , a wysokość wstępna przyjmowana do odczytania ciśnienia statycznego z modelu ISA była wyznaczona jako średnia z mierzonych na wieńcu ciśnień. Pomiar z wieńca na korpusie to realne dane z lotu, które uzupełniły punkty syntetyczne, dopełniające algorytm „trójek”. Odczytane rzeczywiste przebiegi ciśnień w punktach zwizualizowano na Rys. 63. porównując je z symulowanymi wartościami z informacji z IMU. Kanały rozsunięto o wartości co 1 kPa dla lepszego rozróżnienia. Widoczna jest zgodność przebiegów i ich ogólnej charakterystyki. Potwierdza to, że analiza CFD dostarczyła rzetelnych wyników w symulacji poddźwiękowej. Po drugiej sekundzie – kanały 5, 6 i 7 doświadczyły gwałtownego skoku wartości odczytywanej, przypuszczalnie z powodów zakłóceń elektronicznych w pobliżu ich linii. W okolicy czasu  $t = 3,9 s$  oraz  $t = 5,7 s$  rakiet

doświadczyla najwyższych wartości kąta natarcia, co powodowało największą zmienność od średniej na kanałach, która została odwzorowana, choć część kanałów znacząco od symulacji odstawała w trakcie osiągnięcia najwyższych wartości kątów. Źródło jest trudne do wskazania, ponieważ może być związane przy takich precyzyjnych pomiarach, nawet z funkcją niezgodnie wykonanego noska lub sposobu wykończenia końcówek króćców pomiarowych wklejanych w otwory. Przesunięcie względem referencji jest podobne dla kanałów 1, 2, 3 w trakcie lotu z najwyższymi prędkościami, ale bez większej ilości danych trudno racjonalnie wnioskować na ten temat. Największe rozbieżności względem symulacji IMU zaobserwowano na kanałach 1, 2, 3 i 4, które znajdowały się od strony napływu i narażone były na najwyższe amplitudy ciśnień. Nie powstały widoczne opóźnienia w systemie. Należy pamiętać, że sygnał IMU nie jest doskonałą referencją, ale w locie poddźwiękowym wykazuje bardzo podobny przebieg, co pozwala założyć, że zsumowany błąd jest niski z uwagi na czas lotu jak i jego niską dynamikę.

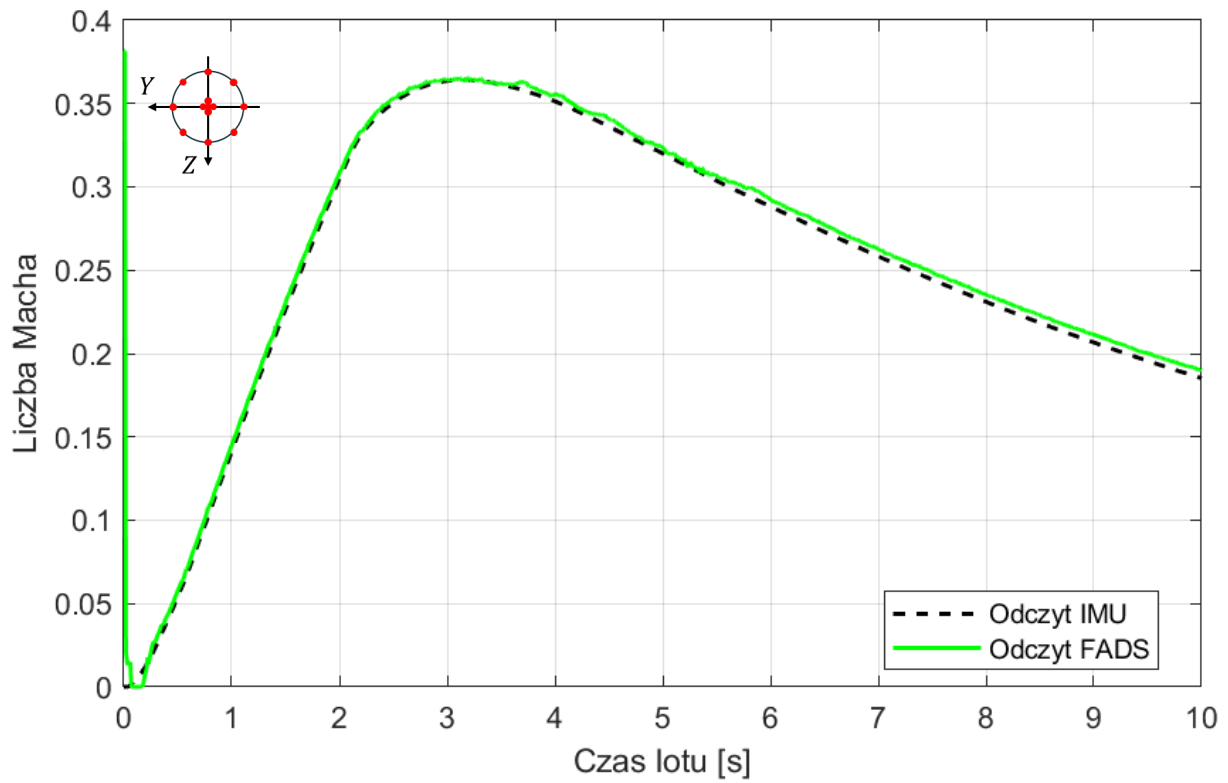
Uzyskane wyniki z przebiegów ciśnień wprowadzono do algorytmu. Rys. 64. – Rys. 67. przedstawiają otrzymane przebiegi kąta natarcia, ślizgu, ciśnienia statycznego oraz liczby Macha. Przebiegi kątów zestawiono z odczytem IMU i otrzymano bardzo dobre pokrycie. Średnia kwadratowa błędów dla kąta natarcia w tym wypadku wyniosła  $0,386^\circ$ , a dla kąta ślizgu  $0,313^\circ$ . Odpowiada to za średnie odchylenie od wartości referencyjnej kąta natarcia o  $\pm 4,05\%$  i dla kąta ślizgu  $\pm 4,2\%$  dla tego przypadku. Wzmoczone oscylacje pojawiają się dla niskich prędkości. To znów jest wynikiem nie rozbudowania bazy aerodynamicznej poniżej  $M = 0,2$ , jednak nie rzutuje na funkcjonalność, dlatego zrezygnowano finalnie z uzupełniania tych danych zależnością Prandtla-Glauerta. Przy takich prędkościach rakietę nie wykona agresywnego manewru z powodu braku siły nośnej. Prędkość wyrażona liczbą Macha pokrywa się z rejestrowaną wypadkową sumą przyspieszeń z IMU i momentalnie po uzyskaniu niezerowych odczytów minimalizuje rezyduum odczytu, do wartości błędu poniżej  $\delta M = 0,006$ , co stanowi  $1,68\%$  błędu. Ciśnienie statyczne wykazało idealne pokrycie – maksymalny zarejestrowany błąd to  $\delta P = 8,7 Pa$ , co stanowi  $0,85\%$  błędu.



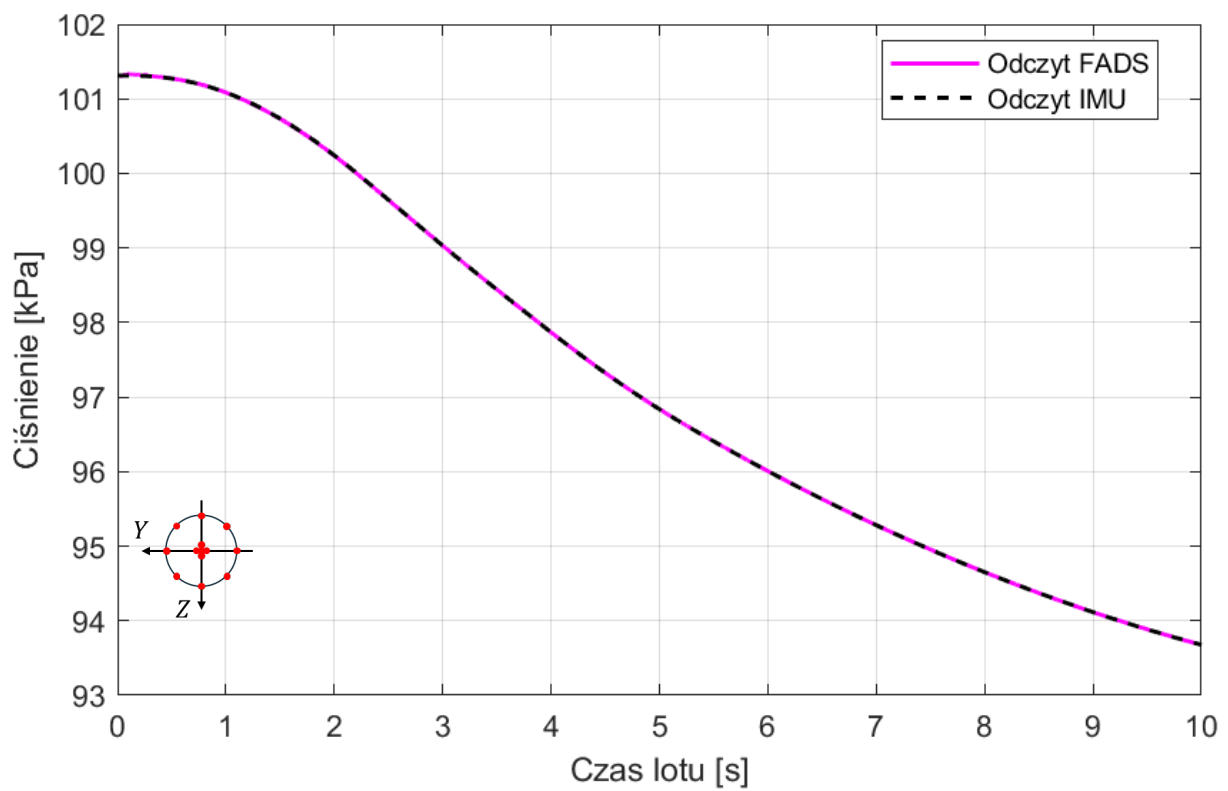
Rys. 64. Wyniki odczytu kąta natarcia z FADS na podstawie danych z lotu. Źródło: Opracowanie własne.



Rys. 65. Wyniki odczytu kąta ślizgu z FADS na podstawie danych z lotu. Źródło: Opracowanie własne.



Rys. 66. Wyniki odczytu liczby Macha z FADS na podstawie danych z lotu. Źródło: Opracowanie własne.



Rys. 67. Wyniki odczytu ciśnienia statycznego z FADS na podstawie danych z lotu.

Źródło: Opracowanie własne.

## 6 Wnioski i podsumowanie

Przedstawiona praca dotyczy zaproponowania nowej metody pomiarowej opierającej się na pomiarze ciśnienia statycznego na obwodzie korpusu pocisku raketowego, który może zostać wykorzystany do określenia jego parametrów lotu w reżimie pod i naddźwiękowym. Zaproponowano hipotezę badawczą: „Dla wysokomanewrowego pocisku raketowego poruszającego się z pewną naddźwiękową liczbą Macha  $M_0$ , możliwe jest wyznaczenie kąta natarcia lotu  $\alpha$  w oparciu o pomiary ciśnienia statycznego w kilku punktach na zewnętrznym korpusie pocisku”, którą w następstwie badań teoretycznych, numerycznych i eksperymentalnych autor pracy udowodnił.

Na bazie prac teoretycznych, przedstawione zostały podstawy pomiarów kąta natarcia i ślizgu w lotnictwie oraz nakreślono historię rozwoju i działania czujnika typu *flush air data system*. Pierwsze wzmianki na jego temat pojawiły się w literaturze w latach sześćdziesiątych ubiegłego wieku, gdzie powstawały ambitne prototypy wojskowych maszyn latających. Najnowsze publikacje ukazały się w latach 2020 – 2025, w których system ewoluował w rozwiązania istotne dla badań atmosfery marsjańskiej lub był poddawany modyfikacjom związanym z wykorzystaniem sztucznej inteligencji lub nowych metod kalibracji i filtracji. W pracy przedstawiono rozwój urządzenia na przestrzeni lat. Wywnioskowano, że czujnik cechuje się dużą uniwersalnością i w rozprawie przedstawiono argumenty, dlaczego jest on również odpowiedni dla zastosowania w raketach i pociskach raketowych.

Prace teoretyczne posłużyły do budowy algorytmu modelu aerodynamicznego i jego kalibracji. Modele przedstawiane w literaturze, nie pokrywały pełnej problematyki spotkanej w rakiecie, a więc podjęto próbę ich dostosowania do specyfiki lotu rakiety. Polegała ona na przeniesieniu punktów pomiaru ciśnienia statycznego na powierzchnię cylindryczną, w przeciwieństwie, do przedstawianych do tej pory pomiarów ciśnienia statycznego na części obłej nosków, która ze względu na zmienność geometrii i większy lokalny kąt zaklinowania zwalnia przepływ. Na części cylindrycznej obserwujemy spadek wartości mierzonego ciśnienia, względem tej, która jest na noski rakiety. To niestety oznacza większą podatność na szumy i zaburzenia. Dzięki uzyskanym wynikom z rozważań teoretycznych, dobrano odpowiedni czujnik ciśnienia umożliwiający pomiary w zakresie oczekiwanych kątów natarcia i ślizgu. Na jego podstawie zbudowano układ czujnika FADS dostosowanego do użycia w eksperymencie na rakiecie.

Kolejnym etapem prac były obliczenia numeryczne CFD. Dotyczyły one pełnego modelu rakiety o kalibrze 105 mm w skali 1:1, dla której stworzono siatkę, dobrano model turbulencji i ustawienia solvera obliczeniowego, a także definiowano warunki brzegowe wewnątrz struktury klastra HPC. Utworzony model był uniwersalny dla szerokiego zakresu prędkości lotu symulacji i symulacji co było istotne dla szybkiego przeprowadzenia procesu. Na podstawie uzyskanego pola ciśnienia zbudowano bazę danych dla prędkości z zakresu liczb Macha  $0,2 \div 4$  i kątów natarcia  $0 \div 30^\circ$ , które w kolejnych krokach przekształcono do pokrycia zakresu kątów natarcia i ślizgu  $\{|\alpha|, |\beta|\} \leq 20^\circ$ . Do realizacji tego celu wykorzystano zasoby klastra obliczeniowego, gdyż liczba testowanych przypadków obliczeniowych wynosiła niemal 2000.

Aby zweryfikować opracowany algorytm obliczeniowy wykonano symulacje lotu, skalibrowano model pod planowane rozstawienie punktów pomiarowych i na tej podstawie wygenerowano symulowane przebiegi czujnika FADS. Uzyskano wyniki stwierdzające, że wzrost prędkości, a tym samym ciśnienia dynamicznego i punktowo mierzonych, zmiennych różnic wynikających z niejednorodnego pola ciśnienia na powierzchni, minimalizuje błąd, a ten już od liczby  $M > 0,4$  znajdował się poniżej  $0,1^\circ$  zarówno dla kąta natarcia jak i ślizgu. W symulacji jednego z ustawień czujników, uznanego za optymalne, błąd znajdował się dla reżimu poddźwiękowego w granicy 6% różnicy zarówno dla kąta natarcia i ślizgu względem symulowanych referencji. Przebieg cechował się rosnącymi różnicami przy dużych wymuszeniach ( $> 4^\circ$ ), podczas gdy dla mniejszych te różnice były mniej zauważalne. Dla reżimu naddźwiękowego, z symulowanym układem czujników rozłożonych cylindrycznie dookoła pocisku i dodatkowymi pięcioma kanałami syntetycznymi, uzyskano średnie odchylenie kąta od wartości referencyjnej nie przekraczające wartości 0,5% dla obu kątów. W takim samym zakresie znalazł się wynik dla adekwatnie rozmieszczonych czujników rakiety poruszającej się w reżimie poddźwiękowym. Jak udowodniono, błędy wynikające z kalibracji modelu aerodynamicznego, jak i wynikające z kalibracji za pomocą dopasowania funkcji wielomianowej co do wartości procentowej maleją wraz ze wzrostem prędkości, więc można spodziewać się obniżenia tych wartości w przyszłych testach na obiektach naddźwiękowych.

Część eksperymentalną pracy prowadzono dla rakiety kalibru 105 mm. Rakieta była badana w dwóch ukończeniach – zdolnym do lotu poddźwiękowego i naddźwiękowego. Badania eksperymentalne rozpoczęto od weryfikacji modelu z obliczeń numerycznych w środowisku tunelu aerodynamicznego. Wykonano badania przy prędkości  $M = 1,5$  dla kątów natarcia w zakresie ( $0 \div 15^\circ$ ), co  $1^\circ$  na modelu noska i przedniej części cylindrycznej korpusu.

Część z uzyskanych wyników z powodu błędnego podłączenia układu do pomiarów stosowanych w tunelu nie była racjonalna. Pozostałe, porównano z wynikami analiz numerycznych. Otrzymano zgodność, co do charakteru zjawisk, jednak otrzymano różnice w wartościach, różniące się w zależności od kąta i ustawienia zegarowego punktu pomiarowego, które sięgały nawet w skrajnych przypadkach 100%. Te największe były w miejscach, gdzie współczynnik ciśnieniowy  $c_p$  był niską wartością oscylującą wokół zerowej wartości mierzonej. Z powodu małej liczebności próby i tylko jednego przypadku możliwego do zbadania w posiadanym budżecie reżimu prędkości nie użyto tych wyników do kalibracji modelu aerodynamicznego.

Badania eksperymentalne w locie przeprowadzono zatem na rakiemie kalibru 105 mm, w reżimie poddźwiękowym. Skonstruowany układ FADS przygotowano do badania eksperymentalnego w czasie lotu naddźwiękowego. Lot testowy został przerwany przez awarię, 2 s po starcie. Ze względu na koszty badań – nie było możliwości go powtórzyć. Upřednio sprawdzone w symulacji numerycznej rozmieszczenie czujników ciśnienia statycznego sprawdzono, zamieniając przebiegi numeryczne na rzeczywiste. W tym wypadku uzyskano średnie odchylenie kąta różne od referencyjnej wartości o  $\pm 4,05\%$  dla kąta natarcia i  $\pm 4,2\%$  dla kąta ślizgu, co przełożyło się na średnią kwadratową błędów wynoszącą odpowiednio  $0,386^\circ$  i  $0,313^\circ$ . Taki wynik, należy uznać za bardzo dobry, gdyż wyraża on w głównej mierze różnice między kalibracją wykonaną metodami numerycznymi, a rzeczywistymi odczytami. Można założyć z dużą dozą prawdopodobieństwa, że przyszłe kolejne użycia czujnika w locie i kalibracja z uzyskanych rzeczywistych odczytów spowoduje jego znaczące obniżenie. Uzyskana w pierwszym teście wartość na rosnących kątach natarcia będzie wciąż niższa niż sumowany błąd z czujnika inercyjnego, a więc już na tym etapie badań można powiedzieć iż ta metoda pomiaru będzie mogła być stosowana jako uzupełnienie do fuzji sensorów. Wpływ na błędy zaproponowanej metody pomiarowej dodatkowo mogą mieć: nieidealna geometria, niezgodna co do wykonania z modelem 3D lub nawet detale, jak metoda wykończenia rurek metalowych wklejanych w korpus, która może interferować z przepływem. Na etapie projektu związanym z niniejszą pracą doktorską, nie określono odstępstw geometrycznych oraz sposobu wykańczania wklejanych rurek, stąd niemożliwy do określenia jest wpływ tych wspomnianych parametrów na wartości odchylenia kąta. Uzyskane dotychczas wyniki eksperymentalne potwierdziły tezę stawianą w pracy. W części symulacyjnej wykazano, że wzrost prędkości lotu będzie oznaczać spadek błędów wynikających z błędów odczytu czujników i kalibracji.

Podsumowując przedstawione badania teoretyczne, numeryczne i eksperymentalne, można stwierdzić, że:

- Możliwe jest wykonanie prawidłowego pomiaru ciśnienia statycznego na obwodzie rakiety wykorzystując do tego celu proste i tanie czujniki ciśnienia firmy Honeywell RSC o zakresie  $\pm 60$  kPa. Czujniki są wyposażone w cyfrową kompensację temperatury, cyfrowy przetwornik ADC i są upakowane w małą obudowę. Umożliwiło to integrację wielu takich czujników w moduł instalowany w rakiecie. Uzyskano częstotliwość pracy na poziomie 80 Hz, która może być dalej zwiększana, jeżeli będzie tego potrzebował układ sterowania.
- Wykorzystując metodę opisaną w pracy doktorskiej, przeliczenia zmierzonych wartości ciśnienia statycznego na informacje o locie: kąt natarcia, kąta ślizgu, ciśnienie statyczne, prędkość Macha i pochodne tych wartości – jest możliwe. Wykorzystano algorytm „trójek”, do którego dołączono model aerodynamiczny rakiety, który zmodyfikowano do uruchomienia w kontekście lotu rakiety. Dokonano jego kalibracji na podstawie przeprowadzonych analiz numerycznych CFD. Utworzona baza danych o ciśnieniu statycznym w postaci współczynnika ciśnieniowego  $c_p$  na korpusie pozyskana z wykorzystaniem oprogramowania ANSYS Fluent umożliwiła pełne pokrycie zakresu prędkości i kątów będących rozważanymi w niniejszej pracy.
- Badania tunelowe pozwoliły na wniosek, że uchwycono wszelkie obecne zjawiska w aerodynamice noska i korpusu rakiety w reżimie naddźwiękowym. Badania sprawdziły się w ujęciu jakościowym. W ujęciu ilościowym nie sprawdziły się jako rzetelne źródło informacji na czym zaważył stopień zaawansowania badań i rozwoju oraz infrastruktury do tego typu pomiarów dostępnych w Polsce. Rzetelne przygotowanie do badań wymagałoby zaangażowania środków na dostosowanie stanowiska, zmniejszenie modelu, kalibrację przestrzeni i zaplanowanie większej liczby prób z intensywną walidacją pomiędzy nimi. Pochłonięte środki w porównaniu z modelowaniem CFD, które dostarczyło w przeciwieństwie do badań tunelowych informacji o pełnym zakresie prędkości lotu i szerszym spektrum kątów, były o 2 rzędy wielkości wyższe. Nie oznacza to, że są zastępowalne w pełni przez symulacje, jednak należy mierzyć się z ograniczeniami obu metod i planować działania we właściwy sposób, dostosowany do stawianego problemu.
- Zasymulowano błędy wartości wynikające z obliczeń numerycznych przeprowadzonych dla układu czujników hipotetycznie umieszczonych w obrębie

noska w symulacji lotu poddźwiękowego. Uznano to ustawienie za optymalne – użyte jako pierwsze do symulacji i odpowiadające ustawieniom wskazywanym w literaturze jako funkcjonalne. Odchylenia wyniosły maksymalnie:

- dla kąta natarcia i ślizgu:  $\pm 16\%$  (średnio:  $\pm 6\%$ ),
- dla prędkości w liczbie Macha: poniżej  $\pm 1\%$ ,
- dla ciśnienia otoczenia: poniżej  $\pm 1\%$ .

Tak wysoka wartość może wynikać z lokalnej inklinacji symulowanych kanałów czujników, które wynosiły powyżej kąta  $80^\circ$ .

- Uzyskane wartości z obliczeń numerycznych w ustawieniu czujników zgodnym z formą zaprojektowanego układu FADS dla kąta natarcia i kąta ślizgu różnią się nieznacznie od wartości z pomiarów rzeczywistych i różnice te wynoszą odpowiednio: do  $\pm 0,5\%$  dla reżimu poddźwiękowego (określone na podstawie symulacji) oraz do  $\pm 0,1\%$  dla reżimu naddźwiękowego (określone na podstawie symulacji). Należy zauważyć, że reżim poddźwiękowy był badany z wykorzystaniem rakiety napędzanej do zaledwie  $M=0,45$ . W związku z tym przedstawiona wartość jest maksymalną i należy uznać, że malejącą wraz z prędkością. Rozłożenie kanałów pomiarowych na korpusie, zastosowane w ostatecznej wersji do badań w locie, dało lepsze rezultaty niż w przypadku punktów zainstalowanych na nosku.
- W wyniku badań w locie przeprowadzonych rakiety kalibru 105 mm, dla reżimu poddźwiękowego, zostały zweryfikowane układ pomiarowy i algorytm. Test w warunkach rzeczywistych uwzględniał towarzyszące temu zjawiska: podmuchy wiatru, turbulencję, wibracje i niedoskonałości prototypu. Uzyskano średni błąd odczytu kąta natarcia wynoszący  $\pm 4,05\%$ , natomiast dla kąta ślizgu  $\pm 4,2\%$ . Odczyt liczby Macha odbył się z błędem średnim na poziomie  $\pm 1,68\%$ , co odpowiadało wartości  $\delta M=0,006$ . Ciśnienie mierzone na wysokości od 0 do 711 m zmierzono z dokładnością  $\pm 0,85\%$ , co przekładało się na wahania  $\pm 8,7$  Pa. Są to najważniejsze wyniki eksperymentalne dotyczące przeprowadzonych w ramach pracy doktorskiej badań. Oznaczają uzyskanie po fazie analiz i rozwoju algorytmu oczekiwanych funkcjonalności. Wyniki już osiągnęły bardzo dobrą zgodność z referencją w postaci wysokiej klasy IMU, a kolejne loty i wprowadzone na ich podstawie poprawki w macierzach kalibracyjnych mogą je jeszcze bardziej zbliżyć do wartości referencyjnych. Na uzyskanych surowych danych o ciśnieniach w kanałach sensora i porównania z tymi symulowanymi widoczne było poza naturalnymi szumami – przesunięcie, nieuwzględnione po analizach CFD, które może być wykorzystane do celu poprawy wskazań.

- Wyznaczona liczba Macha z pomiarów układem FADS w symulacjach w reżimie poddźwiękowym jest szacowana z błędem do 1%. W reżimie naddźwiękowym wartość ta wynosi poniżej 0,1%. Wyznaczona wartość ciśnienia otoczenia w reżimie poddźwiękowym jest szacowana z takim samym błędem jak w symulacjach. Błędy dla liczby Macha i ciśnienia są przeciwstawne co do zasady.
- Dotychczasowe rozmieszczenie czujników opierało się o algorytm „trójek”, w którym dla kąta natarcia czujniki musiały znajdować się w rozstrzeleniu wzdłuż osi  $X$  i kącie azymutalnym, aby zapewnić działanie algorytmu. Tutaj zastosowano jedną pozycję wzdłuż  $X$  na czujnik, którą dopełniono wartościami ciśnienia symulowanymi w procesie iteracyjnym estymacji parametrów lotu pocisku inicjalizowanego ze stanu z poprzedniego kroku czasowego. Jest to efektywne czasowo i możliwe do zastosowania w przeliczeniach dla deklarowanych wartości próbkowania sensora, tj. 80 razy na sekundę z uwagi na możliwość implementacji wyszukiwania binarnego.
- Na podstawie uzyskanych stosunkowo niskich odchyień kątów od wartości referencyjnej z bardzo dobrej jakości IMU w teście rzeczywistym potwierdzono, że praca opracowanego systemu FADS cechuje się wysoką przydatnością do użycia w technice raketowej. W ten sposób wypełniono lukę poznawczą polegającą na użyciu zastosowanego systemu w raketach. Co należy zaznaczyć – pracę zrealizowano w oparciu o pojedynczy wieniec czujników, znajdujący się w kompaktowej przestrzeni wewnątrz rakiety, połączony z korpusem za pomocą małych przewodów, których odczyty uzupełniono danymi z symulacji CFD, które odczytywano na podstawie opracowanego, nowego elementu algorytmu.

Przedstawione wnioski oznaczają potwierdzenie zgodności z oczekiwaniami przeprowadzonego procesu analityczno-koncepcyjnego, funkcjonalności projektowanego urządzenia i wykonanych badań. Podsumowując wyniki prac przeprowadzonych w ramach pracy doktorskiej, należy stwierdzić, iż pomimo problemów z przeprowadzeniem wszystkich prac eksperymentalnych, teza pracy została udowodniona.

## 7 Bibliografia

- [1] J. Walczewski, *Polskie rakiety badawcze. Biblioteczka Skrzydlatej Polski XV*, Warszawa: Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, 1982.
- [2] A. Leszkowska, „Bursztynowy Lot - wywiad z prof. Piotrem Wolańskim,” 26 12 2017. [Online]. Available: <https://www.sprawynauki.edu.pl/archiwum/dzialy-wyd-elektron/304-nauka-i-gospodarka-el/3782-bursztynowy-lot>. [Data uzyskania dostępu: 13 05 2025].
- [3] W. Wiśniowski i P. Wolański, „Rola Instytutu Lotnictwa w badanach kosmicznych,” *Prace Instytutu Lotnictwa 234 (1)*, 2014.
- [4] „Przeciwlotniczy zestaw raketowy Grom,” [Online]. Available: <https://opisybroni.pl/przeciwlotniczy-zestaw-raketowy-grom/>. [Data uzyskania dostępu: 13 05 2025].
- [5] A. Kiński, „Od Groma i Pioruna do Pirata i artyleryjskiej amunicji inteligentnej,” *Nowa Technika Wojskowa*, nr 9, 2014.
- [6] SpaceForest Sp. z o.o., „PERUN,” [Online]. Available: <https://spaceforest.pl/perun/>. [Data uzyskania dostępu: 15 07 2025].
- [7] D. Cieśliński, T. Noga i A. Pazik, „Polish civil rockets' development overview,” *Obronność RP XXI wieku w teorii i praktyce*, pp. 61-102, 2021.
- [8] A. Okniński i J. W. P. Kindracki, „Aerospace Science and Technology 82-83,” *Multidisciplinary optimisation of bipropellant rocket engines using H2O2 as oxidizer*, pp. 284-293, 2018.
- [9] „ILR-33 BURSZTYN 2K – kosmiczny lot z Norwegii,” 04 07 2024. [Online]. Available: <https://kosmonauta.net/2024/07/ilr-33-bursztyn-2k-lot-z-norwegii/>. [Data uzyskania dostępu: 13 05 2025].
- [10] D. Sokołowski, M. Cichocki, G. Wnuk, M. Pyza i E. Jamróż, „Development of a Three-Stage Suborbital Rocket System to Lift Research Payloads,” w *2023 IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, MT, 2023.
- [11] M. Cichocki i D. Sokołowski, „Lessons Learned and the Recent Achievements of a Three-stage Suborbital Rocket Production,” *Safety & Defense 9(1)*, pp. 47-57, 2023.
- [12] J. Kindracki, Ł. Mężyk, K. Wacko, P. Woźniak, S. Kozłowska i M. Kołodziej, „The launch and march solid rocket motor for a research missile RPT Orion. Design and tests,” *Przemysł Chemiczny 103 (11)*, 2024.
- [13] „ITWL w europejskim programie obrony przed hipersonicznymi zagrożeniami HYDEF,” 09 11 2023. [Online]. Available: <https://www.itwl.pl/aktualnosci/589-itwl-w->

europjskim-programie-obrony-przed-hipersonicznymi-zagrozeniami-hydef. [Data uzyskania dostępu: 13 05 2025].

- [14] V. Dahlem, J. Flaherty i D. Shereda, „High angle of attack missile aerodynamics at mach numbers 0.3 to 1.5, AFWAL-TR-80-3070,” Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Ohio, 1980.
- [15] Air Corps, „Airship Aerodynamics, TM 1-320,” War Department, Waszyngton, 1941.
- [16] E. Fleeman, Tactical Missile Design, AIAA, 2001.
- [17] S. Popowski i W. Dąbrowski, „Wykorzystanie nawigacji inercyjnej i satelitarnej do estymacji kąta natarcia,” *Pomiary Automatyka Robotyka* 2, pp. 774-782, 2011.
- [18] H. Darcy, „Note relative à quelques modifications à introduire dans le tube de Pitot,” *Annales des Ponts et Chaussées*, pp. 351-359, 1858.
- [19] Rosobronexport, „R-73E,” Rosobronexport JSC, [Online]. Available: roe.ru. [Data uzyskania dostępu: 2025 07 15].
- [20] L'avionnaire, „Flight Instruments,” [Online]. Available: <https://www.lavionnaire.fr/AngFlightInstru.php>. [Data uzyskania dostępu: 2025 07 15].
- [21] Honeywell International Inc., „HG9900 Navigation-Grade Inertial Measurement Unit,” 2006.
- [22] SpaceAge Control Inc., „State-of-the-Art Air Data Products. Solution Guide”.
- [23] J. P. Cary i E. R. Keener, „Flight evaluation of the X-15 ball-nose flow-direction sensor NASA TN D-2923,” NASA, 1965.
- [24] S. A. Whitmore, T. R. Moes, M. W. Czerniejewski i D. A. Nichols, „Application of a Flush Airdata Sensing System to a Wing Leading Edge (LE-FADS) AIAA 93-0634,” w *AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, USA, 1993.
- [25] D. White, „Shuttle Entry Air Data System (SEADS) Hardware Development Volume I, Summary,” NASA Contractor Report CR-166044, 1983.
- [26] S. Whitmore, „Reconstruction of the shuttle reentry air data parameters using a linearized Kalman filter,” w *10th Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 1983.
- [27] P. M. Siemers, H. Wolf i P. F. Flanagan, „Shuttle Entry Air Data System concepts applied to Space Shuttle Orbiter flight pressure data to determine air data - STS 1-4 AIAA 83-0118,” w *Proceedings of the 21st Aerospace Sciences Meeting*, Reno, NV, USA, 1983.
- [28] J. P. Cary i E. Keener, „Flight Evaluation of the X-15 Ball-Nose Flow-Direction Sensor as an Air-Data System NASA TN D-2923,” NASA, 1965.

- [29] E. Baumann, J. W. Pahle, M. C. Davis i J. T. White, „X-43A Flush Airdata Sensing System Flight-Test Results,” *Journal of Spacecraft and Rockets* 47 (1), pp. 48-61, 2010.
- [30] V. Regenie, D. K. R. Gatlin i N. Matheny, „The F-18 High Alpha Research Vehicle: A High-Angle-of-Attack Tested Aircraft NASA TM-104253,” NASA, 1992.
- [31] A. H. Bowers, J. W. Pahle, R. Wilson, B. Flick i R. Rood, „An Overview of the NASA F-18 High Alpha Research Vehicle NASA TM-4772,” NASA, 1996.
- [32] S. A. Whitmore, R. J. David i J. M. Fife, „In-Flight Demonstration of a Real-Time Flush Airdata Sensing (RT-FADS) System NASA TM-104314,” NASA, 1995.
- [33] S. A. Whitmore, T. R. Mocs i T. J. Larson, „Preliminary results from a subsonic high-angle-of-attack flush airdata sensing (HI-FADS) system - Design, calibration, algorithm development, and flight test evaluation,” w *28th Aerospace Sciences Meeting*, Reno, NV, USA, 1990.
- [34] S. A. Whitmore, B. R. Cobleigh i E. A. Haering, „Design and calibration of the X-33 Flush Airdata Sensing (FADS) system. NASA/TM-1998-206540,” NASA, 1998.
- [35] T. J. Rohloff, S. A. Whitmore i I. Catton, „Fault-Tolerant Neural Network Algorithm for Flush Air Data Sensing,” *Journal of Aircraft* 36 (3), 1999.
- [36] T. J. Rohloff, S. A. Whitmore i I. Catton, „Air data sensing from surface pressure measurements using a neural network method,” *AIAA Journal* 36 (11), pp. 2094-2101, 1998.
- [37] L. Myungsup, K. Sang-Jin, G. Beomyong i A. Jaemyung, „Flush Air Data System Modeling Using DOE-Based Wind-Tunnel Test,” *International Journal of Aeronautical and Space Sciences* 24 (2), pp. 395-410, 2023.
- [38] X. Fan, Z. Jiang, X. Bai, S. Zhang i L. Liu, „Design and Verification of Flush Air Data Sensing Module with Navigation and Temperature Information,” *Aerospace* 8 (11), pp. 336-358, 2021.
- [39] Q. Wan, M. Zhang, G. Zuo i T. Xie, „Fault-tolerant FADS system development for a hypersonic vehicle via neural network algorithms Fault-tolerant FADS system development for a hypersonic vehicle via neural network algorithms,” *Theoretical and applied mechanics letters* 13 (5), p. 100464, 2023.
- [40] Y. Xiaoyu, S. Fujun, Z. Zongyu, Z. Rui, Quinhua i Z., „Semi-Aerodynamic Model-Aided Invariant Kalman Filtering for UAV Full-State Estimation,” *IEEE Sensors Journal* 24 (16), pp. 25920-25939, 2024.
- [41] H. Takahashi, S. Hasegawa i K. Tani, „Simplified Real-Time Flush Air-Data Sensing System for Sharp-Nosed Hypersonic Vehicles,” *Journal of spacecraft and rockets* 60 (5), pp. 1437-1447, 2023.

- [42] H. Takahashi, T. Hirotsu i H. Taguchi, „Flush Air-Data Sensing System for Hypersonic Flight Experimental Vehicle With Ogive-Shaped Nose AIAA 2025-1340,” w *AIAA SCITECH 2025 Forum*, 2025.
- [43] H. Karali, M. Uzun, B. Yuksek i G. Inalhan, „Data-Driven Synthetic Air Data Estimation System Development for a Fighter Aircraft AIAA 2023-3439,” w *AIAA AVIATION 2023 Forum*, 2023.
- [44] C. D. Karlgaard, P. Kutty, M. Schoenenberger, J. Shidner i M. Munk, „Mars Entry Atmospheric Data System Trajectory Reconstruction Algorithms and Flight Results AIAA 2013-0028,” w *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2013.
- [45] C. D. Karlgaard, R. E. Beck, S. A. O'Keefe i P. M. W. B. A. Siemers, „Mars Entry Atmospheric Data System Modelling and Algorithm Development,” w *41st AIAA Thermophysics Conference*, San Antonio, TX, 2009.
- [46] R. A. Lugo, C. D. Karlgaard i R. W. Powell, „Integrated Flush Air Data Sensing System Modeling for Planetary Entry Guidance with Direct Force Control,” w *AIAA SciTech Forum and Exposition*, San Diego, CA, 2019.
- [47] C. D. Karlgaard, „Hybrid Flush/Synthetic Air Data Filter for Entry Vehicle Atmospheric State Estimation,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, pp. 1-11, 2025.
- [48] C. D. Karlgaard, M. Schoenenberger, S. Dutta i D. W. Way, „Mars Entry, Descent, and Landing Instrumentation 2 Trajectory and Atmosphere Reconstruction,” *Journal of Spacecraft and Rockets* 60 (1), pp. 199-214, 2023.
- [49] M. Mischna, G. Villar, D. Kass, S. Dutta, S. Rafkin, D. Tyler, J. Barnes, B. Cantor, S. Lewis i D. Hinson, „Pre- and Post-entry, Descent and Landing Assessment of the Martian Atmosphere for the Mars 2020 Rover,” *Planetary Science Journal* 147 (3), pp. 1-28, 2022.
- [50] Q. Jia, J. Hu, Q. He i W. Zhang, „An Algorithm to Improve Accuracy of Flush Air Data Sensing,” *IEEE Sensors Journal* 21 (13), pp. 14987-14996, 2021.
- [51] Y. Liu, D. Xiao i Y. Lu, „Comparative Study on a Solving Model and Algorithm for a Flush Air Data Sensing System,” *Sensors* 14 (6), pp. 10191-10209, 2014.
- [52] Y. Wang, Y. Xu, L. Zhang, N. Zhang i C. Zhang, „Flush Airdata System on a Flying Wing Based on Machine Learning,” *Aerospace* 10 (2), pp. 132-152, 2023.
- [53] Z. Yinjia, W. Qian, X. Yizhe, Q. Yin i S. Yong, „Redundancy Design of FADS System for Complex Leading- Edge Aircraft Based on Neural Network,” *Scientific Insights and Discoveries Review* 2, pp. 56-68, 2024.
- [54] Y. Liu, W. Yang, W. Liu, X. Yan, Z. Liu i C. -a. Zhang, „Robust Fault-Tolerant Flush Air Data Sensing Algorithm Via Incorporating Physical Knowledge,” *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, pp. 1-14, 2024.

- [55] Z. Chen i G. Xu, „Research on Flush Air Data Sensing System Based on Kriging Model,” *Journal of Physics Conference Series* 2228 (1), pp. 245-253, 2022.
- [56] Y. Liu i D. Xiao, „Trade-off design of measurement tap configuration and solving model for a flush air data sensing system,” *Measurement* 90, pp. 278-285, 2016.
- [57] K. Yonemoto, F. Takahiro, M. Toshiki, J. Wang i A. Choudhuri, „Subscale Winged Rocket Development and Application to Future Reusable Space Transportation,” *INCAS Bulletin* 10 (1), pp. 161-172, 2018.
- [58] L. Mohon, „Subscale Booster Motor for Future Artemis Missions Fires Up at Marshall,” NASA, 03 06 2022. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/missions/artemis/subscale-booster-motor-for-future-artemis-missions-fires-up-at-marshall/>. [Data uzyskania dostępu: 08 02 2025].
- [59] L. Mohon, „Third Subscale Booster for Future Artemis Missions Fires Up at Marshall,” NASA, 19 09 2023. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/image-article/third-subscale-booster-for-future-artemis-missions-fires-up-at-marshall/>. [Data uzyskania dostępu: 08 02 2025].
- [60] Army Recognition, „Poland Uses Three-Stage 300 mm Suborbital Rocket Engine Program to Develop Ballistic Missile Technology,” 27 08 2025. [Online]. Available: <https://armyrecognition.com/archives/archives-land-defense/land-defense-2024/poland-uses-three-stage-300-mm-suborbital-rocket-engine-program-to-develop-ballistic-missile-technology>. [Data uzyskania dostępu: 17 09 2025].
- [61] E. Fleeman, *Missile Design Guide*, AIAA, 2022.
- [62] GTTC Test Processes Working Group, *Recommended Practice: Wind Tunnel Testing — Part 1: Management Volume* AIAA R-092-1-2003(2018), AIAA, 2018.
- [63] GTTC Test Processes Working Group, *Recommended Practice: Wind Tunnel Testing — Part 2: Practitioners Volume* AIAA R-092-2-2003(2018), AIAA, 2018.
- [64] S. Bacchio, „High-Performance Computing: Why & How: An introductory guide for getting started with HPC”.
- [65] P. R. Spalart i S. R. Allmaras, „A one-equation turbulence model for aerodynamic flows,” *30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 1992.
- [66] ANSYS Inc., „ANSYS Fluent Theory Guide Release 2024 R2,” ANSYS Inc., Canonsburg, PA, 2024.
- [67] M.-S. Liou, „A Sequel to AUSM: AUSM+,” *Journal of Computational Physics* 129 (2), pp. 364-382, 1996.
- [68] M.-S. Liou i C. J. J. Steffen, „A New Flux Splitting Scheme,” *Journal of Computational Physics* 107 (1), pp. 23-39, 1993.

- [69] T. T. Bui, „A Parallel, Finite-Volume Algorithm for Large-Eddy Simulation of Turbulent Flows NASA/TM-1999-206570,” NASA, 1999.
- [70] G. K. Schlichting H., *Boundary-Layer Theory* 9. edycja, Springer, 2017.
- [71] Centrum Informatyczne Świerk, „Zasoby sprzętowe,” [Online]. Available: <https://www.cis.gov.pl/zasoby-sprzetowe>. [Data uzyskania dostępu: 02 08 2025].
- [72] I. Johnston, P. Jacobs i T. Shimoda, „A study of flush air data system calibration using numerical simulation,” w *8th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, Norfolk, VA, 1998.
- [73] „Warunki techniczne na modele do badań w tunelu N-3. Wydanie 3 ze zmianami do 25.10.2022.,” Instytut Lotnictwa, 2014.
- [74] Sieć Badawcza Łukasiewicz - Instytut Lotnictwa, „Trisoniczny tunel aerodynamiczny N-3,” [Online]. Available: <https://ilot.lukasiewicz.gov.pl/oferta/trisoniczny-tunel-aerodynamiczny-n-3/>. [Data uzyskania dostępu: 02 08 2025].
- [75] M. S. Kuester, A. Borgoltz i W. Devenport, „Pressure Tap Effects on the Lift Measurement of an Airfoil Section,” w *32nd AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference*, Waszyngton, D.C., 2016.
- [76] Measurement Specialties, Inc., „DTC INITIUM Networkable Windtunnel Electronic Pressure Scanning Data Acquisition System,” 2023.
- [77] Sieć Badawcza Łukasiewicz - Instytut Lotnictwa, „Wyznaczenie współczynników ugięć wysięgnika Instrukcja IW.08/LA”.
- [78] Honeywell International Inc., „TruStability® RSC Series Datasheet,” 2021.
- [79] Honeywell International Inc., „TruStability® HSC Series Datasheet,” 2014.
- [80] Honeywell International Inc., „SPI Communication with Honeywell Digital Output Pressure,” 2012.
- [81] Honeywell International Inc., „Auto-Zero Calibration Technique for Pressure Sensors,” 2018.
- [82] Honeywell International Inc., „Installation Instructions: TruStability™ Board Mount Pressure Sensors: RSC Series,” 2021.
- [83] Honeywell International Inc., „Installation Instructions: TruStability™ Board Mount Pressure Sensors: HSC Series,” 2014.
- [84] A. N. Ali i J. L. Borrer, „Analysis and Results from a Flush Airdata Sensing System in Close Proximity to Firing Rocket Nozzles. AIAA 2013-4686,” w *AIAA Atmospheric Flight Mechanics (AFM) Conference*, Boston, MA, 2013.
- [85] I. Newton, *Philosophiæ Naturalis Principia Mathematica*, 1687.

- [86] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics* (6. edycja), Columbus, OH: McGraw-Hill Education, 2016.
- [87] L. Lees, „Hypersonic Flow,” *Journal of Spacecraft and Rockets* 40 (5), pp. 700-735, 2003.
- [88] J. C. Ellsworth i S. Whitmore, „Simulation of a Flush Air-Data System for Transatmospheric Vehicles,” *Journal of Spacecrafts and Rockets* 45(4), pp. 716-732, 2008.
- [89] D. R. Millman, „A Modified Triples Algorithm for Flush Air Data Systems That Allow a Variety of Pressure Port Configurations,” w *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, Denver, CO, 2017.
- [90] The MathWorks Inc., „MATLAB Help Center: griddata function, R2023a Update 2,” Natick, Massachusetts, 2023.
- [91] B. R. Cobleigh, S. A. Whitmore i E. A. Haering Jr., „Flush Airdata Sensing (FADS) System Calibration Procedures and Results for Blunt Forebodies,” 1999.
- [92] S. Scheer, „Israel's war spending in 2024 lifts debt burden to 69% of GDP,” 21 01 2025. [Online]. Available: <https://www.reuters.com/world/middle-east/israels-war-spending-2024-lifts-debt-burden-69-gdp-2025-01-21/>. [Data uzyskania dostępu: 04 02 2025].
- [93] F. G. Moore, M. A. Armistead i S. H. Rowles, „Second-Order Shock-Expansion Theory Extended To Include Real Gas Effects. NAVSWC TR 90-683,” 1992.
- [94] S. A. Whitmore, B. R. Cobleigh i E. A. Haering Jr., „Stable algorithm for estimating airdata from flush surface pressure measurements”. USA Patent US6253166B1, 26 06 2001.
- [95] J. N. Nielsen, *Missile Aerodynamics*, Mountain View, CA: Nielsen Engineering and Research Inc., 1988.
- [96] C. A. Syvertson, „A second-order shock-expansion method applicable to bodies of revolution near zero lift NACA-TR-1328,” 1957.