



POZNAN UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

SKN/SP/602030/2024
Raport końcowy



Minister
Nauki

MODULAR COMPOSITE STRUCTURES FOR ROCKET AIRFRAMES

Koło naukowe: PUT Rocketlab

Kierownik projektu: dr inż. Bartosz Ziegler

Autorzy raportu: Marta Brzyska, Miłosz Krzyżanowski, Łukasz Kania, Paweł Babalski, Jakub Wicher, Krzysztof Martin, Maciej Łachut, Mikołaj Oterski, Wiktor Wojtkowiak, Wiktor Kowalewski, Wojciech Kubiak, Tomasz Krakowski

Poznań 2025

Spis treści

1	Wstęp	1
1.1	Cel projektu	1
1.2	Założenia wstępne	1
2	Modularny system rur i połączeń	3
2.1	Sposoby łączenia struktur kompozytowych z elementami aluminiowymi	3
2.1.1	Połączenia rozłączne	3
2.1.2	Połączenia klejone	4
2.2	Badania wytrzymałościowe próbek stożkowych	5
2.2.1	Model próbek	6
2.2.2	Sposób przygotowania i klejenia próbek	6
2.2.3	Metodyka badań	6
2.2.4	Wyniki badań	7
2.3	Opracowany system rur i połączeń	9
3	Systemy stateczników do rakiet sondażowych	12
3.1	Rola i wymagania wobec stateczników rakiet sondażowych	12
3.2	Modularne stateczniki węglowe w konfiguracji Fin-Can	14
3.2.1	Stateczniki płytowe	14
3.2.2	Stateczniki profilowe z formy negatywowej	16
3.3	Modularne stateczniki metalowe wykonane w ustandaryzowanym systemie montażowym	18
4	Laminowane anteny radiowe	19
4.1	Systemy łączności rakiet sondażowych	19
4.1.1	Wymagania transmisyjne i budżet łącza	21
4.1.2	Segment naziemny (Ground Station)	21
4.2	Koncepcja anteny zintegrowanej z laminatem	22
4.2.1	Idea integracji anteny ze strukturą kompozytową	22
4.2.2	Rozważane typy anten zintegrowanych	23
4.2.3	Wpływ materiałów CFRP i GFRP na parametry antenowe	23
4.2.4	Przegląd rozwiązań z literatury i technologii pokrewnych	24
4.3	Badanie własności zaimplementowanego układu radiowego	24
4.3.1	Weryfikacja stabilności transmisji (SDR)	24
4.3.2	Analiza wpływu materiału osłony na zasięg i stabilność łącza	25
4.3.3	Wnioski końcowe	27
	Bibliografia	28
A	Rysunki techniczne wybranych komponentów	28

1 Wstęp

1.1 Cel projektu

Celem projektu jest opracowanie modularnych systemów aerodynamicznych struktur nośnych dla rakiet sondażowych, prowadzące do uzyskania ustandaryzowanych i wzajemnie kompatybilnych rozwiązań w zakresie kadłubów cylindrycznych, stateczników oraz owiewek, wraz z dedykowanymi systemami połączeniowymi i montażowymi, takimi jak łączniki rur, wręgi montażowe, adaptery i elementy integracyjne. Opracowana technologia ma umożliwić wielokrotne wykorzystanie tych samych komponentów pomiędzy różnymi konstrukcjami o zbliżonych kalibrach, ograniczając koszty jednostkowe elementów o wysokiej wartości oraz ułatwiając transfer technologii pomiędzy projektami w szerokim zakresie średnic od 60 do 320 mm. Jednocześnie projekt zakłada rozwój kompetencji i zaplecza technologicznego w obszarze wytwarzania struktur kompozytowych, w szczególności poprzez wdrożenie metod opartych o formy pozytywowe i negatywowe, a także dalsze doskonalenie rozwiązań dotyczących połączeń elementów ze stopów aluminium ze strukturami kompozytowymi.

Istotnym rezultatem projektu ma być podniesienie podatności montażowej konstrukcji oraz poprawa dostępu do komponentów zabudowanych wewnątrz struktury w celach inspekcyjnych, serwisowych i montażowych. Opracowanie nowych sposobów realizacji połączeń oraz jednolitego systemu mocowania ma przelożyć się na skrócenie czasu integracji rakiety i osiągnięcia gotowości startowej, a także na ograniczenie ryzyka uszkodzeń podzespołów podczas montażu i demontażu. W ramach projektu przewidziano również zaprojektowanie i wykonanie prototypów nowego, skalowalnego systemu stateczników wraz z metodą ich montażu, opartego na uniwersalnych wręgach montażowych umożliwiającym zastosowanie jednolitej technologii wykonania dla różnych rozmiarów stateczników oraz adaptację do rakiet o różnych średnicach poprzez modyfikacje ograniczone głównie do wręg.

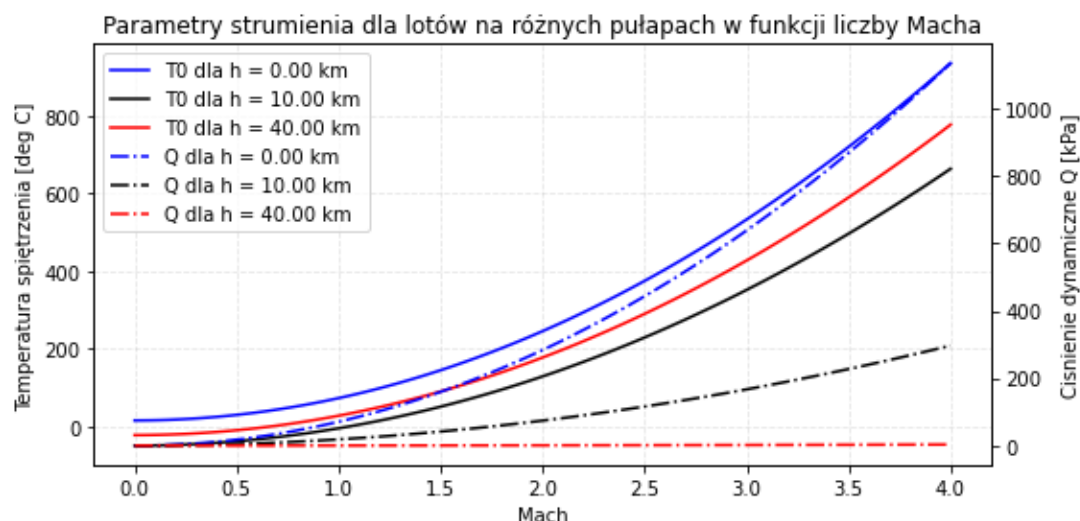
Dodatkowym celem jest integracja elementów łączności radiowej ze strukturą kompozytowych rur w sposób umożliwiający lokalizację rakiety i transmisję danych przy jednoczesnym zwiększeniu wytrzymałości rur względem obecnie stosowanych rozwiązań, które wymuszają stosowanie materiałów o niższej wytrzymałości właściwej. W projekcie przewiduje się także opracowanie i weryfikację alternatywnych koncepcji połączeń konstrukcyjnych oraz wykonanie prototypów w oparciu o różne metody łączenia, co pozwoli rozszerzyć bazę wiedzy zespołu i przeprowadzić porównawcze testy rozwiązań. W celu zapewnienia powtarzalności i precyzji wykonania komponentów, projekt obejmuje ponadto przygotowanie zestawu form i oprzyrządowania dla struktur o wymiarach najczęściej wykorzystywanych oraz przewidywanych do użycia w kolejnych konstrukcjach.

1.2 Założenia wstępne

W ramach niniejszego projektu opracowano 2 systemy komponentów strukturalnych - z uwagi na fakt, że zakres projektowanych i budowanych przez zespół rakiet poszerza się o rodzinę rakiet o znacznie większym kalibrze i docelowych parametrach lotu. Większość opracowanych podsystemów strukturalnych opracowano do rakiet kalibru 160 mm osiągających ok. Mach 1.5 w gęstej atmosferze (pułap 2-4 km) - są to rakiety konkursowe nazywane rodziną rakiet Hexa, projektowane do udziału w międzynarodowych konkursach raketowych dla studentów.

Pozostałe komponenty (w tym kilka prototypowych konstrukcji) zaprojektowano z myślą o długofalowym celu rozwoju rakiet o potencjale lotów na znacznie wyższe pułapy, nawet w zakresie mezosferycznym.

Pierwsza z rakiet przeznaczona jest do lotu na pułap około 10 km i osiąga maksymalną liczbę Macha rzędu 1,5. W tym przypadku dominującymi obciążeniami są siły aerodynamiczne występujące w gęstych warstwach atmosfery, a kluczowym kryterium projektowym jest minimalizacja masy konstrukcji przy jednoczesnym zapewnieniu odpowiedniej wytrzymałości mechanicznej. Zwłaszcza że jest to rakiet do lotów w kategorii objętych limitem impulsu całkowitego klasy "O" tj. 41 960 Ns. Z tego względu szczególną uwagę poświęca się doborowi lekkich materiałów konstrukcyjnych oraz optymalizacji geometrii elementów nośnych.



RYСУNEK 1: Zmiany parametrów lotu dla różnych pułapów i liczb Macha

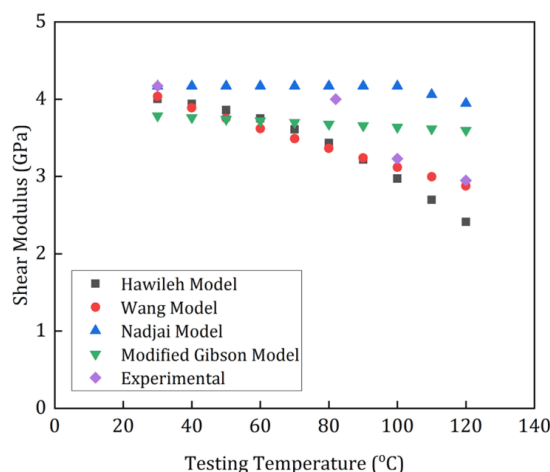
Druga rakieta sondażowa projektowana jest z myślą o osiągnięciu pułapów rzędu 50 km, gdzie warunki lotu znacząco różnią się od tych panujących na niższych wysokościach. Choć gęstość powietrza w wyższych warstwach atmosfery jest mniejsza, rakietę tę osiąga znacznie wyższe liczby Macha, co prowadzi do wzrostu obciążeń termicznych oraz intensyfikacji zjawisk aeroelastycznych (patrz zależności temperatury spiętrzenia i ciśnienia dynamicznego dla różnych pułapów i prędkości lotu na rys. 1). W związku z tym w tym wariantcie konstrukcji kluczowe znaczenie ma stabilność własności materiałowych w podwyższonych temperaturach oraz odpowiednia sztywność strukturalna, ograniczająca ryzyko wystąpienia zjawiska flatteru. Z uwagi na generowanie znacznej części swojego impulsu już w niskiej gęstości atmosfery, ta konstrukcja może mieć większe pole przekroju czołowego. Zwłaszcza że w tej kategorii (mowa o regulacjach turnieju FAR-OUT), możliwe jest przekraczanie impulsu całkowitego klasy "O".

Zróźnicowanie profili misji powoduje, że mimo podobnego przeznaczenia obu rakiet, priorytety projektowe są odmienne. W rakiecie przeznaczonej na niższy pułap dominują wymagania masowe i wytrzymałościowe, natomiast w konstrukcji przeznaczonej do lotów na większe wysokości większy nacisk kładziony jest na odporność termiczną i dynamiczną stateczność konstrukcji.

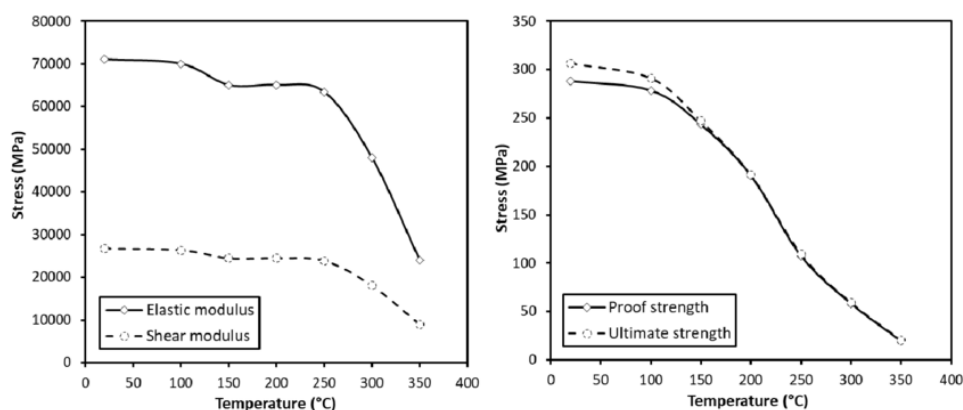
Rozwiązania konstrukcyjne stosowane w budowie struktur nośnych i powierzchni aerodynamicznych (zarówno stateczników, skrzydeł jak i powierzchni sterowych) we wszystkich zastosowaniach lotniczych łączy wymóg wysokiej wytrzymałości i sztywności właściwej (tj. w odniesieniu do masy konstrukcji). Technologie wykonywania komponentów są ściśle związane z materiałami z jakich się je wykonuje. Dlatego też w pierwszej kolejności należy zakreślić grupy materiałów odpowiednich do tych zastosowań. Jako, że projektowane rakiety nie są pierwszymi obiektami latającymi w historii te grupy materiałów wynikają bezpośrednio z doświadczeń konstruktorów w budowie struktur płatowcowych na całym świecie i spoglądając na współczesną technikę lotniczą są to:

- stopy aluminium (w szczególności umacniane wydzieleniowo serie 2000 i 6000)
- materiały kompozytowe na osnowach epoksydowych
- stopy tytanu (wytrzymałości właściwe nieznacznie lepsze niż dla stopów Al, jednak preferowane gdy konstrukcja musi pracować w szerokim zakresie temperatur)

W kontekście cienkościennych struktur powłokowych - materiały kompozytowe (zwłaszcza zbrojone wysokim modułem włóknami węglowymi) są bezkonkurencyjne w kontekście wytrzymałości właściwej. Lecz z uwagi na inherentną anizotropię kompozytów, ograniczenia geometryczne jakie narzuca ich technologia wytwarzania, i niskie moduły sztywności poprzecznych (mimo fenomenalnych sztywności wzdłużnych) nieuniknione jest łączenie ich z elementami metalowymi. Techniki łączenia komponentów kompozytowych z metalowymi w odniesieniu do niniejszego projektu opisane są w podrozdziale 2.1.



RYSUNEK 2: Przewidywane obliczeniowo i zmierzone eksperymentalnie zmiany modułu sztywności ścinania dla CFRP [3]



RYSUNEK 3: Zmiany modułów sztywności oraz wytrzymałości stopu EN-AW-6082-T6 [5]

Jak widać na wykresie 2 powyżej temperatury około 100°C lawinowo spada sztywność laminatów na żywicach epoksydowych co ogranicza ich stosowanie na elementy wymagające sztywności skrętnej w lotach pionowych do około Mach 1.5-1.6, chwilowe przekroczenia tej liczby Macha nie stanowią problemu z uwagi na fakt że to temperatura konstrukcji a nie powietrza wkoło determinuje parametry materiału a transport ciepła od warstwy przyściennej włąb elementów strukturalnych wymaga czasu. Jednakże, loty rakiet sondażowych osiągających znacząco wyższe liczby Macha będą wiązały się z długotrwałym przebywaniem konstrukcji w zakresie dużych temperatur spiętrzenia i powiązaniem nagrzewaniem struktury. Jeśli spojrzymy na relację temperaturową sztywności wzdłużnej i poprzecznej dla stopów aluminium, zauważymy że z temperaturą zmniejsza się sztywność podłużna, lecz sztywność poprzeczna będąca determinującą dla giętno-skrętnych modów flaterowych utrzymuje się na niemal stałym poziomie aż do temperatur rzędu 400°C (Co prawda wytrzymałość maleje lecz to zwykle flutter jest kryterium dominującym). Z tego powodu zakłada się że stateczniki rakiety na wysokie liczby Macha muszą zostać wykonane z materiałów metalowych. W przypadku rakiet nie przekraczających dwukrotności prędkości dźwięku dopuszczalne jest zastosowanie stateczników kompozytowych.

2 Modularny system rur i połączeń

2.1 Sposoby łączenia struktur kompozytowych z elementami aluminiowymi

2.1.1 Połączenia rozłączne

Pierwszym systemem montażowym wykorzystywanym w konstrukcjach PUT Rocketlab były połączenia polegające na nasunięciu elementu rurowego na cylindryczny czop aluminiowy i zabezpieczeniu dwoma rzędami śrub ustawionych promieniowo. Ten typ łączenia charakteryzuje się prostotą wykonania, co czyni



RYSUNEK 4: Połączenie walcowe rozłączne w rakiecie Hexa 2

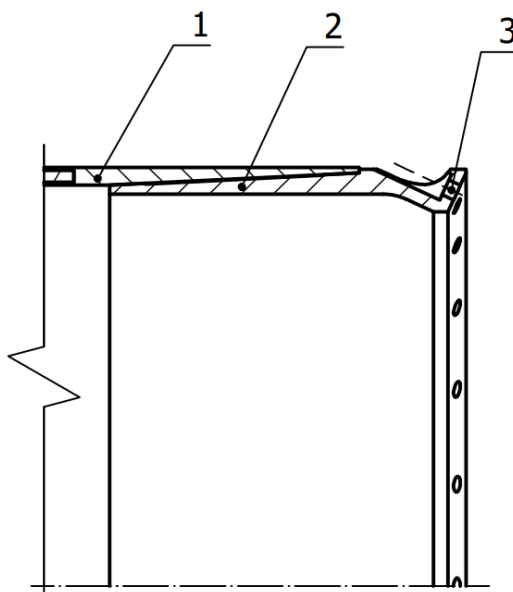
go popularnym wśród zespołów studenckich, które zazwyczaj dysponują mocno ograniczonymi zasobami, zarówno finansowymi jak i czasowymi. Przykład takiego rozwiązania zaprezentowany jest na rysunku 4, który przedstawia miejsce łączenia przedziału awionicznego ze zbiornikiem utleniacza w rakiecie sondażowej Hexa 2, zaprojektowanej przez PUT Rocketlab. Głównym założeniem tego systemu montażu jest przenoszenie momentów gnących przez pozostające w ciągłym kontakcie powierzchnie walcowe. W praktyce jednak między łączonymi elementami musi występować niewielki luz. Jest on podyktowany względami praktycznymi, gdyż bez niego złożenie ze sobą dwóch komponentów byłoby znacznie utrudnione, a w skrajnych przypadkach nawet niemożliwe bez użycia specjalistycznych narzędzi. Ma to szczególnie duże znaczenie jeśli wziąć pod uwagę fakt, że większość studenckich rakiet sondażowych budowana jest z myślą o udziale w konkursach, gdzie przygotowania do lotu odbywają się w warunkach polowych.

Występowanie wspomnianego luzu pomiędzy łączonymi komponentami prowadzi do drastycznego spadku pola powierzchni styku, co z kolei przekłada się na zwiększenie naprężeń kontaktowych między aluminium i kompozytem, ograniczając wytrzymałość konstrukcji. Oprócz tego wprowadza niewspółosiowość poszczególnych sekcji względem siebie, co prowadzi do powstawania nieprzewidzianych momentów aerodynamicznych i odchylenia wektora ciągu od osi rakiety. Oba te efekty przyczyniają się do obniżenia możliwego do osiągnięcia pułapu.

2.1.2 Połączenia klejone

Z powodów przedstawionych w poprzedzającym podrozdziale zespół PUT Rocketlab zdecydował się na opracowanie nowej technologii montażu, która eliminowałaby wady dotychczasowego systemu, nawet za cenę większego skomplikowania i kosztu wykonania części.

W wyniku szeroko zakrojonych prac badawczo-rozwojowych powstał koncept opierający się o połączenie klejone między rurą kompozytową, a specjalnym łącznikiem aluminiowym. Przedstawiony jest on schematycznie na rysunku 5. Rura (1) zakończona jest precyzyjną, wewnętrzną powierzchnią. W tę powierzchnię wklejony jest odpowiadający jej czop łącznika aluminiowego (2). Na rysunku 5 ukazano wariant najprostszy, w którym następuje natychmiastowe przejście w przyłączy śrubowe (3), niemniej w zależności od wymagań konstrukcyjnych stawianych danemu segmentowi rakiety pomiędzy tymi dwoma węzłami znajdować się może dowolnej długości metalowa struktura nośna. Umożliwia to przykładowo



RYSUNEK 5: Schemat połączenia klejonego



RYSUNEK 6: Zerwana próbka połączenia klejonego dwóch powierzchni walcowych

łatwe uwzględnienie okien dostępowych bez konieczności osłabiania kompozytu.

Na początku zakładano klejenie ze sobą powierzchni cylindrycznych. Wstępne testy tej technologii wykonane zostały na specjalnie przygotowanych próbkach w małej skali. Wykazały one jedną krytyczną wadę takiego rozwiązania. Podczas wsuwania elementu metalowego w rurkę kompozytową klej był wypychany na zewnątrz i nie wypełniał dokładnie szczeliny między nimi, a powietrze uwięzione pomiędzy klejem a laminatem nie było usuwane pozostawiając duże, suche obszary. Zaskutkowało to wytrzymałością ponad 3 krotnie mniejszą (a w przypadku najgorzej wykonanych próbek nawet blisko dziesięciokrotnie), niż deklarowana przez producenta kleju dla połączeń aluminium-GFRP. Rysunek 6 przedstawia jedną z tych próbek już po teście niszczącym. Wyraźnie widać na nim, że pozostałości kleju znajdują się na niewielkiej części powierzchni wewnętrznej rurki. W związku z tym podjęta została decyzja o zmianie kształtu połączenia na powierzchnie stożkowe o małej zbieżności (tak jak przedstawiono na rys. 5). Mimo, iż jest to geometria o wiele bardziej wymagająca pod kątem obróbczym, zapewnia ona bezproblemowe i równomierne rozprowadzenie kleju po całej powierzchni spoiny, a także znaczny docisk klejonych powierzchni do siebie po przyłożeniu nawet niewielkiej siły osiowej podczas łączenia.

2.2 Badania wytrzymałościowe próbek stożkowych

W celu doboru odpowiedniej geometrii oraz oceny nośności połączeń klejonych, zaprojektowano i wykonano serię próbek badawczych. Proces obejmował przygotowanie powierzchni, a następnie sklejanie i utwardzenie złączy w kontrolowanych warunkach. Całość prac zwieńczono badaniami wytrzymałościowymi.

2.2.1 Model próbek

Do realizacji badań eksperymentalnych zaprojektowano dedykowane próbki wykonane ze stopu aluminium gatunku 6061. Geometria próbki została podzielona na dwie funkcjonalne strefy: część o przekroju owalnym oraz część stożkową.

Kluczowym obszarem konstrukcyjnym jest sekcja stożkowa, która pełni rolę powierzchni klejącej. W celu precyzyjnego zdefiniowania grubości spoiny klejowej, w strefie tej zaprojektowano specjalne podtoczenie. Aby zweryfikować wpływ grubości warstwy kleju na nośność połączenia, przygotowano trzy warianty wymiarowe próbek, różniące się głębokością tego zagłębienia, która wynosiła odpowiednio: 0.4mm, 0.2mm oraz 0.1mm.

Konstrukcja próbek uwzględnia również wymogi montażowe stanowiska badawczego. W tym celu elementy wyposażono w centralny gwint wewnętrzny, który umożliwia osiowe i stabilne zamocowanie próbek w uchwytach maszyny wytrzymałościowej. Szczegółowe rysunki techniczne, uwzględniające pełną geometrię oraz tolerancje wymiarowe, został przedstawiony w Załączniku A.

Element kompozytowy wykonano w technologii nawijania z wykorzystaniem prepregu węglowego o splocie typu twill i gramaturze wzmocnienia $200 \frac{\text{g}}{\text{m}^2}$. Strukturę laminatu uformowano z 10 warstw materiału, uzyskując rurę o średnicy zewnętrznej 30mm, którą następnie podzielono na odcinki o długości 30mm. W toku dalszej obróbki mechanicznej, we wnętrzu tulei ukształtowano powierzchnię stożkową. Geometria ta stanowi komplementarne dopełnienie części stożkowej elementu aluminiowego.

2.2.2 Sposób przygotowania i klejenia próbek

Jako spoiwo konstrukcyjne w badaniach wykorzystano dwuskładnikowy klej epoksydowy 3M Scotch-Weld DP-490. Proces przygotowania powierzchni próbek aluminiowych przeprowadzono w ścisłym reżimie technologicznym, opierając się na wytycznych zawartych w dokumentacji technicznej kleju [1].

Obróbkę chemiczną aluminium rozpoczęto od etapu odtłuszczania alkalicznego. Próbki zanurzono w kąpeli z wyspecjalizowanym środkiem odtłuszczającym do aluminium, podgrzanym do temperatury 90°C. Proces ten prowadzono przez 15 minut, bezpośrednio po wyjęciu z kąpeli, elementy poddano intensywnemu płukaniu w dużej ilości bieżącej wody, aby usunąć resztki roztworu alkalicznego.

Kolejnym etapem było trawienie kwasowe, mające na celu aktywację powierzchni oraz usunięcie naturalnej warstwy tlenków. W tym celu wykorzystano roztwór kwasu siarkowego i dichromianu amonu o temperaturze 60°C. Czas trawienia wynosił 10 minut. Po zakończeniu reakcji próbki ponownie dokładnie przepłukano wodą, a następnie pozostawiono do swobodnego wyschnięcia w warunkach otoczenia na czas około 15 minut.

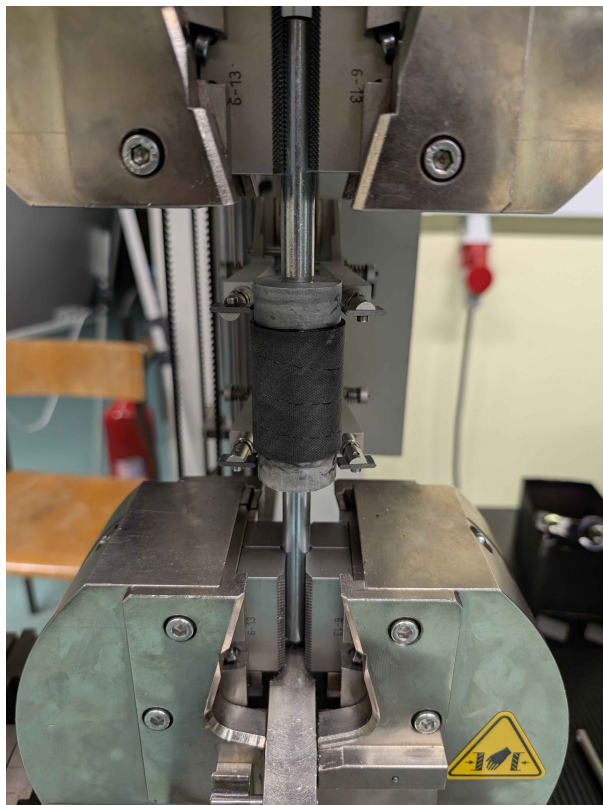
Równolegle przygotowano powierzchnię elementów kompozytowych. W tym przypadku zastosowano obróbkę mechaniczną. Część stożkowa próbki została przeszlifowana papierem ściernym o gradacji P320, co miało na celu zapewnienia odpowiedniej struktury powierzchni. Następnie usunięto pył po obróbce i odtłuszczono powierzchnię, stosując najpierw aceton, a w końcowej fazie alkohol izopropylowy.

Aplikację spoiwa na element aluminiowy przeprowadzono przy użyciu pistoletu dozującego. Klej nanoszono na powierzchnię stożkową w formie równomiernych ścieżek, zorientowanych prostopadle do krawędzi stożka, w celu zapewnienia odpowiednie rozprzodzenia kleju podczas łączenia.

2.2.3 Metodyka badań

Badania wytrzymałościowe zrealizowano przy użyciu uniwersalnej maszyny wytrzymałościowej firmy ZwickRoell. Stanowisko badawcze umożliwiło rejestrację charakterystyki mechanicznej złącza poprzez ciągły pomiar zależności wydłużenia próbki od narastającej siły obciążającej.

Dla każdej zdefiniowanej geometrii zrealizowano serię pomiarową o liczebności 5 sztuk, uznano że taka wartość zapewni reprezentatywność próby i umożliwiło późniejszą analizę statystyczną uzyskanych wyników wytrzymałościowych.



RYSUNEK 7: Próbką zainstalowaną w szczękach maszyny zrywającej przy użyciu dedykowanych gwintowanych trzpieni walcowych. Na elementach aluminiowych od boków opierają się ostrza ekstensometru mierzącego przemieszczenie samych czopów klejonych

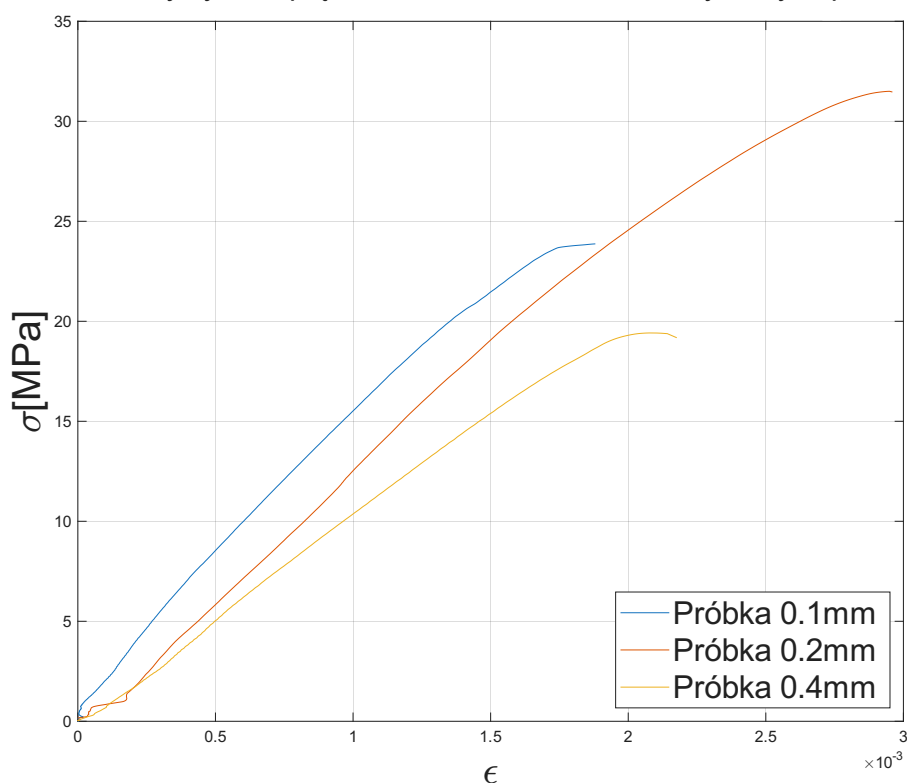
2.2.4 Wyniki badań

W oparciu o zarejestrowane dane pomiarowe opracowano charakterystyki mechaniczne badanych połączeń, przedstawiające zależność naprężenia σ od odkształcenia ε . W celu zilustrowania zachowania złączy pod obciążeniem oraz przeprowadzenia analizy porównawczej, na wykresie (RYSUNEK 8) zestawiono reprezentatywne przebiegi krzywych rozciągania, wyselekcjonowane po jednym dla każdego wariantu grubości spoiny.

Na podstawie zarejestrowanych charakterystyk rozciągania przeprowadzono ocenę wpływu grubości spoiny na nośność połączenia. Analiza przebiegów dla próbek o szczelinach 0.1mm oraz 0.2mm wskazuje na istnienie dodatniej korelacji grubości spoiny kleju z wytrzymałością łączenia. Próbką o grubości spoiny 0.1mm osiągnęła wytrzymałość na rozciąganie na poziomie ok. 24MPa. Zwiększenie dystansu do 0.2mm skutkowało istotnym przyrostem nośności złącza, dla którego odnotowano wytrzymałość na rozciąganie wynoszące ok. 31.5MPa. Obserwowana tendencja wzrostowa nie została jednak zachowana dla wariantu o największej projektowanej szczelinie. Krzywa dla próbki 0.4mm wykazuje najniższą wytrzymałość, z wytrzymałością na rozciąganie nieprzekraczającą 20MPa, co stanowi wyraźne odstępstwo od trendu wyznaczonego przez pozostałe próby. Przeprowadzona weryfikacja procesu wytwórczego wykazała, że spadek wytrzymałości w tej grupie badawczej wynikał z błędu technologicznego. Zidentyfikowano niewystarczającą ilość zaaplikowanego kleju, co w przypadku tak dużej szczeliny uniemożliwiło poprawne uformowanie spoiny o pełnym przekroju, prowadząc do przedwczesnego zniszczenia połączenia.

Na podstawie oceny wizualnej powierzchni próbek aluminiowych po zerwaniu (RYSUNEK 9), zweryfikowano jakości wypełnienia spoiny oraz zidentyfikowano przyczynę rozerwania się łączenia. W przypadku serii o grubości spoiny 0.4mm obserwacje potwierdzają występowanie istotnych wad wykonawczych. Nawet dla próbki, która w tej grupie osiągnęła najwyższą nośność, struktura kleju wykazuje nieciągłości i nie pokrywa w pełni powierzchni zagłębienia technologicznego. Dla próbki o najniższej wytrzymałości zidentyfikowano krytyczne braki w wypełnieniu szczeliny, co potwierdza diagnozę o niedostatecznej objętości zaaplikowanego spoiwa. Dla próbek z serii 0.2mm powierzchnie klejenia charakteryzują się wysokim stopniem jednorodności oraz dobrym pokryciem powierzchni stożkowej, z jedynie niewielkimi, lokalnymi

Charakterystyka naprężenia od odkształcenia dla wybranych próbek



RYSUNEK 8: Charakterystyka naprężenia od odkształcenia dla wybranych próbek (po jednej z każdej serii)



(A) Połączenia klejone o grubości spoiny 0.1 mm po zerwaniu. Zdjęcie przedstawia próbki o skrajnych wytrzymałościach 13.1 kN (po lewej) oraz 25.8 kN (po prawej)

(B) Połączenia klejone o grubości spoiny 0.2 mm po zerwaniu. Zdjęcie przedstawia próbki o skrajnych wytrzymałościach 19.4 kN (po lewej) oraz 32.9 kN (po prawej)



(C) Połączenia klejone o grubości spoiny 0.4 mm po zerwaniu. Zdjęcie przedstawia próbki o skrajnych wytrzymałościach 6.5 kN (po lewej) oraz 20.3 kN (po prawej)

RYSUNEK 9: Zestawienie połączeń klejonych po zerwaniu

defektami struktury. Obraz ten koreluje z powtarzalnymi wynikami wytrzymałościowymi uzyskanymi dla tej geometrii. W analizie serii 0.1mm zaobserwowano zróżnicowanie jakości wykonania klejenia. Próbką o najwyższej wytrzymałości wykazuje bardzo dobre przyleganie kleju na całej powierzchni czynnej. Natomiast w przypadku próbki o najniższych parametrach odnotowano odczepieniem warstwy kleju od podłoża metalowego i odsłonięciem znacznej powierzchni aluminium.

W oparciu o wyniki badań eksperymentalnych sporządzono analizę statystyczną dla wszystkich grup pomiarowych, dane zostały zestawione w tabelach od 1 do 3. Zestawienie obejmuje średnie kwadratowe,

Seria próbek	wybrana statystka	rms	std	minimum	maximum
0.1mm	E [MPa]	21734.23	10146.59	9251.56	76803.89
	σ_{max} [MPa]	21.51	4.99	12.50	24.65

TABELA 1: Statystyki wytrzymałościowe dla serii próbek 0.1mm

Seria próbek	wybrana statystka	rms	std	minimum	maximum
0.2mm	E [MPa]	8806.05	2710.03	3298.49	13891.31
	σ_{max} [MPa]	23.02	6.33	17.27	31.50

TABELA 2: Statystyki wytrzymałościowe dla serii próbek 0.2mm

Seria próbek	wybrana statystka	rms	std	minimum	maximum
0.4mm	E [MPa]	8170.36	1989.22	3501.21	14489.32
	σ_{max} [MPa]	13.50	4.38	8.16	19.42

TABELA 3: Statystyki wytrzymałościowe dla serii próbek 0.4mm

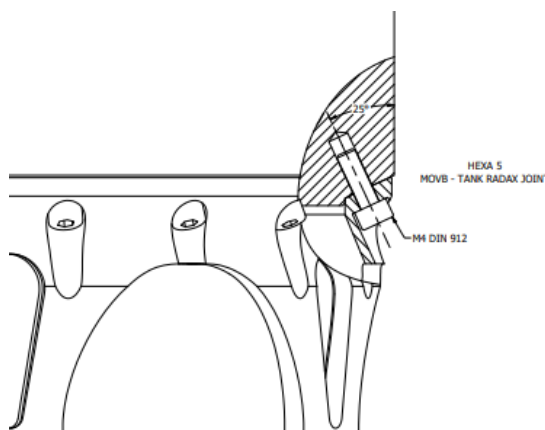
odchylenie standardowe oraz ekstrema dla modułu Younga E i wytrzymałości na rozciąganie σ_{max} . Wyznaczenie tych statystyk pozwala na ocenę powtarzalności procesu, również umożliwi prognozowanie odkształceń pod roboczym obciążeniem oraz walidację modeli symulacyjnych.

2.3 Opracowany system rur i połączeń

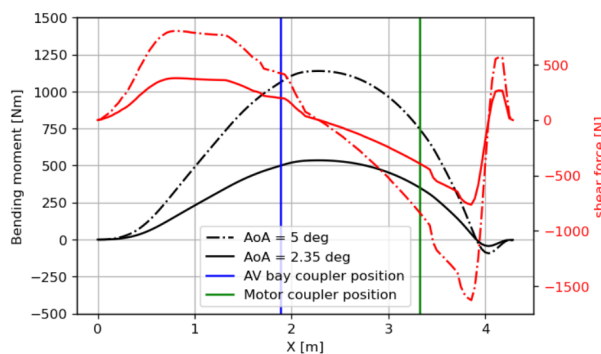
Na podstawie wyników przeprowadzonych badań zaprojektowane zostało pełnoskalowe połączenie klejone o ustandaryzowanej geometrii. Zastosowany stożek montażowy cechuje się zbieżnością wynoszącą jeden do dziesięciu. Na powierzchni elementu męskiego znajduje się przetoczenie o głębokości 0,2mm, które tak jak w przypadku próbek badawczych ma na celu precyzyjne ustalenie grubości spoiny.

Równie ważnym aspektem było opracowanie odpowiedniej geometrii przyłącza śrubowego, tak, żeby zapewnić wysoką wytrzymałość, łatwość montażu i praktycznie idealną współosiowość poszczególnych segmentów rakiety. W związku z tym wybrano rozwiązanie typu radax, czyli łącznie śrubami o orientacji osiowo-promieniowej, tj. pod kątem do osi podłużnej konstrukcji. Taka konfiguracja pozwala na przeniesienie ponad 90% łącznej siły śrub na siłę osiową, dociskającą do siebie precyzyjne, stożkowe powierzchnie złącza. Pozwala to na przeniesienie nawet największych momentów gnących, mogących wystąpić w trakcie lotu, i zapewnia wymaganą sztywność. Rozwiązanie to jest powszechnie znane z zalet jego stosowania, chociaż wymaga niebywałej precyzji w trakcie obróbki. Dodatkową zaletą jest to, że w przeciwieństwie do powierzchni walcowych, dokładność wykonania elementów nie ma negatywnego wpływu na sprawność procesu składania ze sobą komponentów. Przykładowe połączenie typu radax przedstawione jest na rysunku 10.

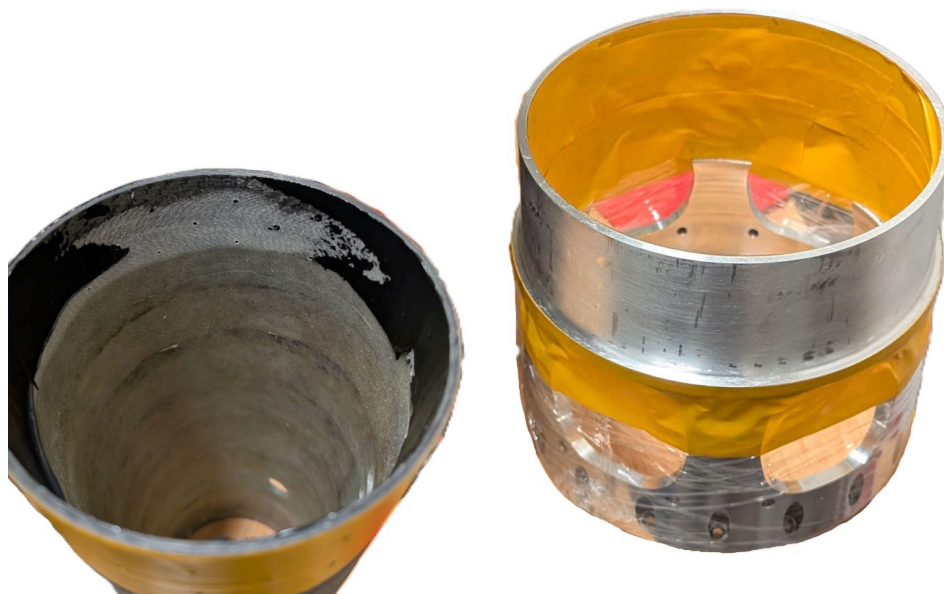
Po raz pierwszy technologia nowych połączeń klejonych wykorzystana została przez PUT Rocketlab w konstrukcji rakiety sondażowej z rodziny Hexa. Ze względu na ograniczony czas i budżet zdecydowano się na zastosowanie jej tylko w miejscu łączenia przedziału awionicznego ze zbiornikiem utleniacza, gdyż



RYSUNEK 10: Schemat przykładowego połączenia typu radax



RYSUNEK 11: Przewidywane obciążenia konstrukcji w momencie występowania najwyższego spodziewanego ciśnienia dynamicznego



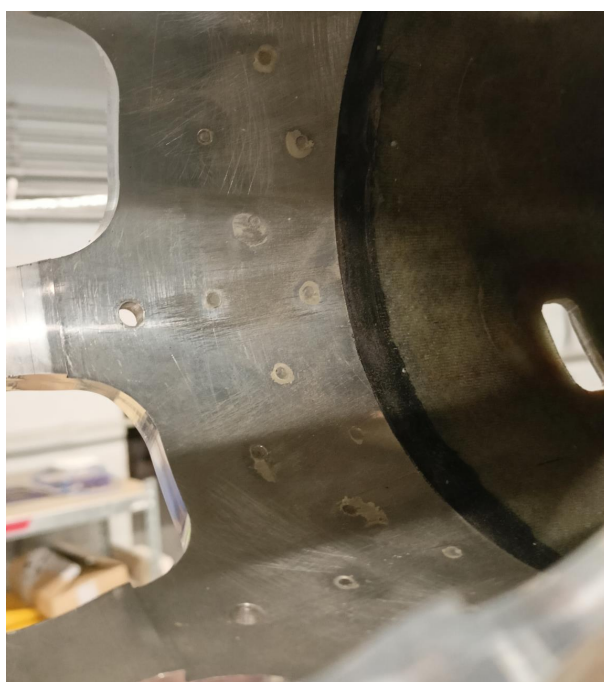
RYSUNEK 12: Rura awioniczna w trakcie nakładania kleju. Łącznik zabezpieczony przed nadmiarem kleju

zgodnie z przeprowadzonymi analizami był to najsilniej obciążony węzeł w całej konstrukcji, co ukazuje wykres na rysunku 11. Połączenia rozłączne pozostały natomiast w pomiędzy przedziałem awionicznym, a przedziałem odzysku. Tak jak w przypadku próbek, również w trakcie wykonywania wersji pełnoskalowej zachowano najwyższe standardy, dokładnie odpowiadające zaleceniom producenta. Rysunek 12 ukazuje odpowiednio rurę w trakcie nakładania warstwy kleju i łącznik zabezpieczony folią i taśmą przed nadmiarem spoiwa. Rysunek 13 ukazuje ostatni etap tego procesu, w którym sklezione komponenty dociążane są odpowiednio dobraną siłą i pozostawione do spokojnego związania w odosobnionym miejscu. Wyniki testów wytrzymałościowych były obiecujące, jednak ze względu na brak doświadczenia ze spoinami klejowymi zespół zdecydował się na zastosowanie dodatkowego wzmocnienia. Przybrało ono postać trzydziestu sześciu kołków ze stali nierdzewnej o średnicy trzech milimetrów. Po związaniu kleju wywiercone zostały trzy rzędy otworów przechodzących na wylot przez kompozyt i aluminium. W każdy z nich wklejony został jeden kołek przy użyciu kleju metakrylowego. Efekt widać na Rysunku 14.

Nowy system łączenia spełnił wszystkie stawiane przed nim wymagania, a zespół nabrał dużo cennego doświadczenia w jego projektowaniu, wykonywaniu i eksploataowaniu. W związku z tym podczas konstruowania nowej serii rakiet podjęta została decyzja o całkowitym porzuceniu konceptu połączeń walcowych rozłącznych. Podczas gdy wiąże się to ze znacznym wzrostem kosztu i poziomu skomplikowania, wybór ten jest uzasadniony, jeżeli weźmie się pod uwagę znacznie trudniejsze warunki, jakie panują w trakcie lotów na wyższe pułapy. Pierwsze dwa elementy zostały już wykonane. Ukazane zostały na rysunkach 15 i 16.



RYSUNEK 13: Dociążanie świeżo sklejonego przedziału awionicznego



RYSUNEK 14: Widok od wewnątrz rury na wklejone stalowe kółki wzmacniające



RYSUNEK 15: Detal TL.01.0001



RYSUNEK 16: Detal TL.01.0003

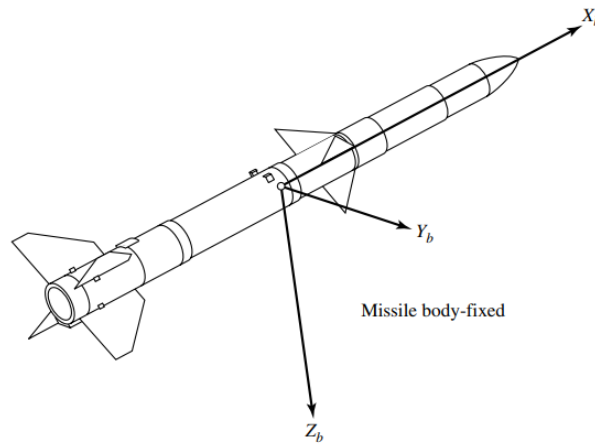
3 Systemy stateczników do rakiet sondażowych

3.1 Rola i wymagania wobec stateczników rakiet sondażowych

Do uzyskania w pasywnej stateczności lotu rakiety sondażowej konieczne jest zapewnienie takiej konstrukcji rakiety, by w locie wzdłuż osi podłużnej rakiety, środek sił poprzecznych (zwany popularnie "środkiem parcia") znajdował się za środkiem ciężkości. Pasywna stateczność statyczna sprowadza się do zdolności rakiety do powrotu jej osi X do kierunku lotu względem atmosfery w przypadku jej odchylenia. Sprowadza się to do ujemnego sprzężenia momentów względem osi Y_b oraz Z_b (patrz rysunek 17) w funkcji kąta obrotu rakiety względem tych osi:

$$\frac{\partial M_{Y_b}}{\partial \alpha} < 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial M_{Z_b}}{\partial \beta} < 0 \quad (2)$$



RYSUNEK 17: Schemat układu współrzędnych rakiety [7], środek układu znajduje się w środku masy rakiety

gdzie α i β to kąty obrotu rakiety względem osi Y_B (tzw. kąt natarcia) i osi Z_b (tzw. kąt ślizgu). Jeżeli uwzględnimy że moment aerodynamiczny M_{Y_b} oraz M_{Z_b} pochodzą od sił aerodynamicznych F_x oraz F_z :

$$M_{Y_b} = \int -X_b dF_z + \int Z_b dF_x \quad (3)$$

$$M_{Z_b} = \int X_b dF_y + \int -Y_b dF_x \quad (4)$$

Jako że dla smukłych obiektów jak rakiety sondażowe, gabaryty w wymiarze X_b znacząco przekraczają pozostałe dwa wymiary, a geometria jest symetryczna względem płaszczyzn zawierających oś X_b , to przyczynki do momentów pochodzące od sił w kierunku X są pomijalne i w uproszczeniu warunek przedstawiony równaniami 1 sprowadza się do tego by:

$$-X_{cpz} \frac{\partial F_z}{\partial \alpha} < 0 \quad (5)$$

$$X_{cpy} \frac{\partial F_y}{\partial \beta} < 0 \quad (6)$$

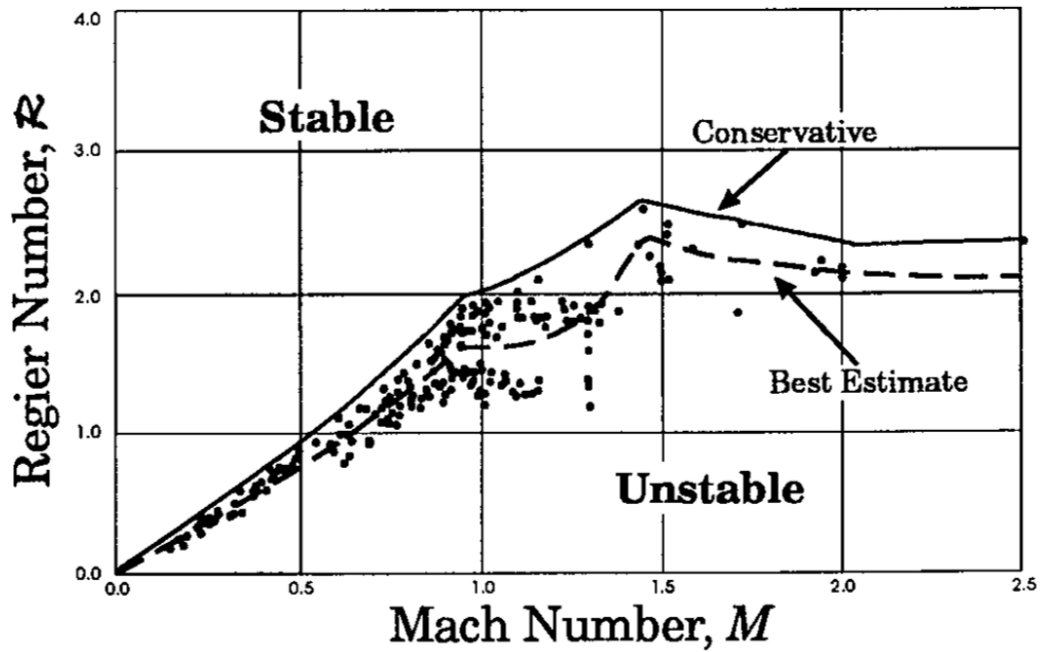
Co w przypadku stateczności w obu kierunkach sprowadza się do :

$$X_{cpz} < 0 \quad (7)$$

$$X_{cpy} < 0 \quad (8)$$

gdzie, X_{cpz} X_{cpy} odpowiadają X-owej współrzędnej środka sił poprzecznych dla składowych sił odpowiednio Z i Y . W celu zmniejszania (przesuwania w tył) X_{cp} dodaje się powierzchnie aerodynamiczne o wektorze normalnym powierzchni skierowanym w kierunkach Y i Z (tak by siły ciśnienia działały w tych kierunkach) zwane statecznikami jak najbliższej tyłu rakiety. By jednocześnie nie powiększać znacząco pola czołowego, a tym samym oporu aerodynamicznego rakiety, stateczniki powinny być możliwie cienkie. Balans pomiędzy kryteriami masowymi, wytrzymałościowymi i aerodynamicznymi jest jednym z ważniejszych obszarów optymalizacji aerodynamiczno-strukturalnej raket sondażowych.

Istotnym kryterium dla stateczników jest kryterium flutterowe zależne od relacji sztywności struktury do sił aerodynamicznych jakie mogą występować w locie. Flutter jest zjawiskiem sprzężenia drgań własnych struktury z wymuszeniem aerodynamicznym co powoduje rezonansowy wzrost amplitudy takich drgań aż do zniszczenia konstrukcji. Powszechnie stosuje się projektowo dwa kryteria flutterowe bazujące na analogiach mechanicznych do konstrukcji przebadanych w tunelach aerodynamicznych. Pierwsze z nich oparte jest o NACA Technical Note 4197 [2] i stosowalne dla stateczników o stałej grubości. Drugie stosuje aeroelastyczną liczbę podobieństwa zwaną liczbą Regiera. Z uwagi na bardziej uniwersalny charakter w kontekście możliwych geometrii to to drugie podejście zastosowano w tym projekcie.



RYSUNEK 18: Granica stateczności flatterowej płyta w funkcji liczby Macha i liczby Regiera wg. [4]

$$R = \frac{\omega_r b \sqrt{\mu}}{a}$$

ω_r – częstość drgań własnych (mod skrętny),

$$\mu = \frac{m}{\pi \rho b^2}, \quad (9)$$

a – prędkość dźwięku,

b – długość odniesienia (półciężiwa).

3.2 Modularne stateczniki węglowe w konfiguracji Fin-Can

W celu określenia użyteczności poszczególnych systemów montażu stateczników do korpusu rakiety przeprowadzono szereg analiz dynamiki lotu dla wybranych profili misji w celu wyznaczenia chwilowych wartości liczb Regiera, co pozwoliło na określenie wytrzymałości flatterowej stateczników. Dla każdej geometrii określono częstotliwość drgań własnych z wykorzystaniem metod numerycznych. W kolejnych podsekcjach przedstawiono rozwój koncepcji od stateczników płytowych w pełni kompozytowych do konfiguracji docelowej wykorzystującej stopy aluminium.

3.2.1 Stateczniki płytowe

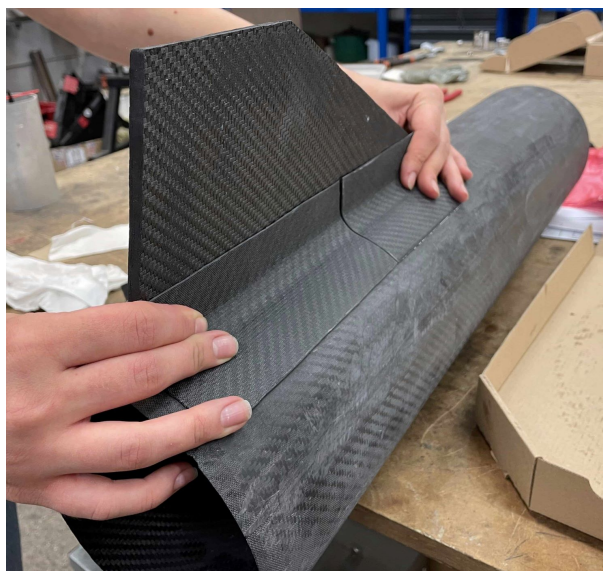
Pierwszą badaną konfiguracją były stateczniki płytowe wykonane z CFRP z przekładką z pianek strukturalnych na bazie polimetakrylimidu (PMI). Na rysunku 19, przedstawiono próbkę płyty prefabrykatu, która podawana jest później obróbce mechanicznej w celu zaostrenia krawędzi natarcia, a także wyrównania powierzchni stateczników i wprowadzenia stopy montażowej. Kolejnym etapem jest montaż do rury z wykorzystaniem zastrzałów zwiększających powierzchnię klejoną przy podstawie (Rysunek 20).

Po wykonaniu badań w celu określenia wynikowego moduły Kirchhoffa dla obciążeń skręcających wykonano analizę modalną, na Rysunku 21 przedstawiono 4 pierwsze mody własne.

Pierwszy mod (152 Hz) ma charakter głównie zginający, z wyraźnymi przemieszczeniami w rejonie wolnego końca konstrukcji. Odształcenia są asymetryczne, ale skręcanie nie jest jeszcze dominujące. Mod ten odzwierciedla globalną podatność struktury na zginanie.



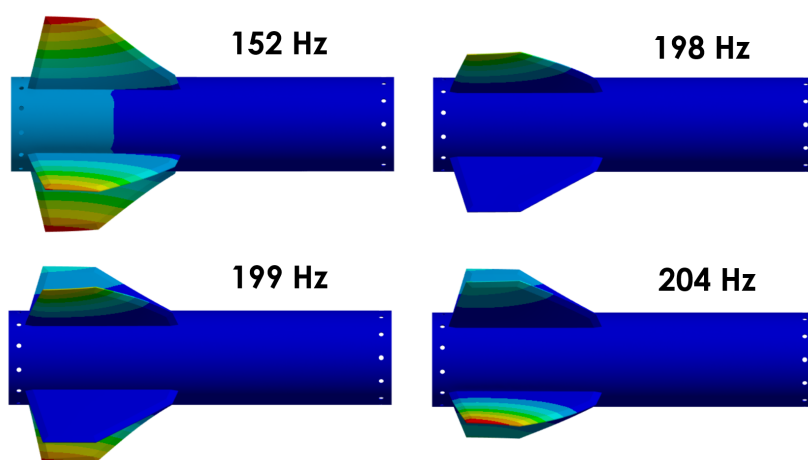
RYSUNEK 19: Prefabrykat płyty statecznika, wykonanego z CFRP z przekładką z pianek strukturalnych na bazie polimeta-krylimidu (PMI)



RYSUNEK 20: Próbką montażu statecznika płytowego przy użyciu zastrzałów z CFRP klejonych klejem metakrylowym - wytrzymałość powyżej 100 Nm w podstawie)

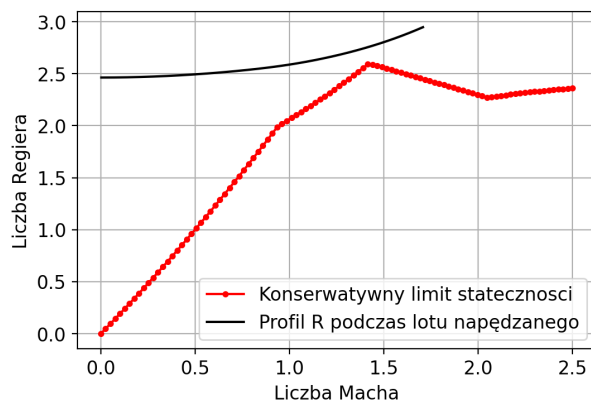
Drugi mod (198–199 Hz), który wybrano do dalszej analizy wykazuje jednoznacznie charakter skrętny, co widać poskręceniu końcówki statecznika. Oś konstrukcji pozostaje w przybliżeniu nieodkształcona translacyjnie, natomiast dominującym mechanizmem jest rotacja przekroju.

Kolejne mody (204 Hz) Wyższe postacie drgań mają charakter mieszany (zginanie + lokalne skręcanie), z bardziej zlokalizowanymi odkształceniami i mniejszym znaczeniem globalnym dla pracy konstrukcji.



RYSUNEK 21: Zestawienie pierwszych 4 modów częstotliwości drgań własnych dla wariantu końcowego bazowego - stateczniki bez wzmocnień aluminiowych

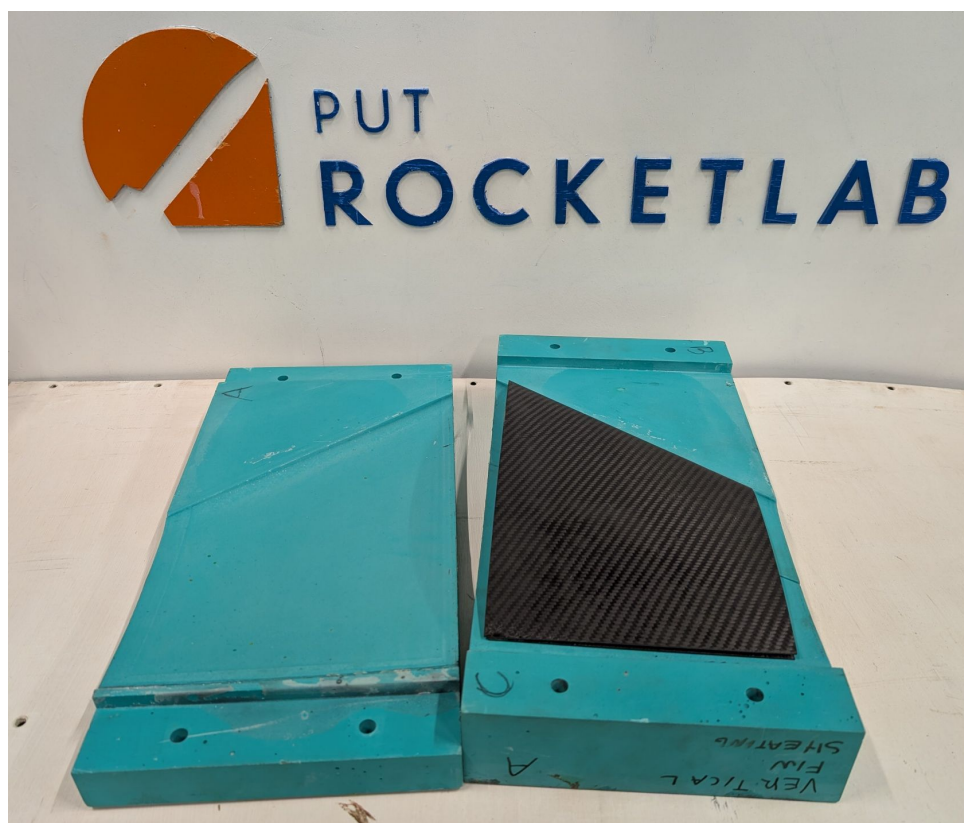
Rysunek 22 przedstawia wykres wartości liczby Regiera od liczby Macha dla profilu misji rakiety sondażowej lecącej na 10 km. Przy liczbie Macha bliskiej 1.5, następuje niebezpieczne zbliżenie do konserwatywnego limitu stateczności.



RYSUNEK 22: Profil liczby Regiera w odniesieniu do limitu stabilności dla stateczników płytowych z CFRP i rakiety lecącej na pułap 10500m

3.2.2 Stateczniki profilowe z formy negatywowej

Z uwagi na fakt, że płytowe stateczniki węglowe charakteryzują się niską sztywnością skrętną a tym samym niewielkim zapasem w kontekście flatteru (rys. 22) uzyskaną dla konfiguracji płytowej jedną z testowanych koncepcji były również skorupowe stateczniki wytwarzane w formach negatywnych. Nawet przy dużych rozpiętościach, pozwalają one na osiąganie wysokich sztywności skrętnych (są swego rodzaju zamkniętym profilem cienkościennym o dużej grubości). Wykonano próbkę technologiczną koncepcji, w układzie trzy statecznikowej w celu minimalizacji oporu czołowego. Na rysunku 23 przedstawiono formę wraz z wykoaną próbką. Montaż (rysunek 24) wykonana jest z wykorzystaniem spoin klejowych, statecznik wypełniono pianką i zastosowano uniwersalne wzmocnienie aluminiowe.



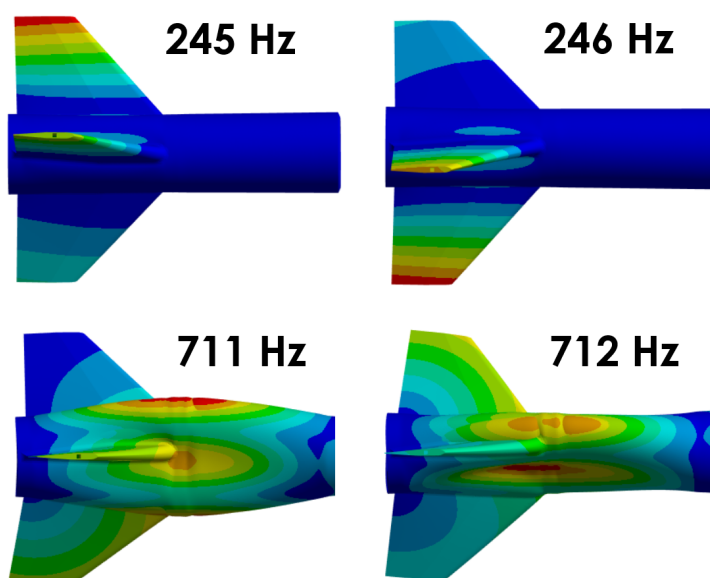
RYSUNEK 23: Forma negatywna do produkcji stateczników



RYSUNEK 24: Montaż klejony do rury kompozytowej fincana w formie monokoka - próbka technologiczna

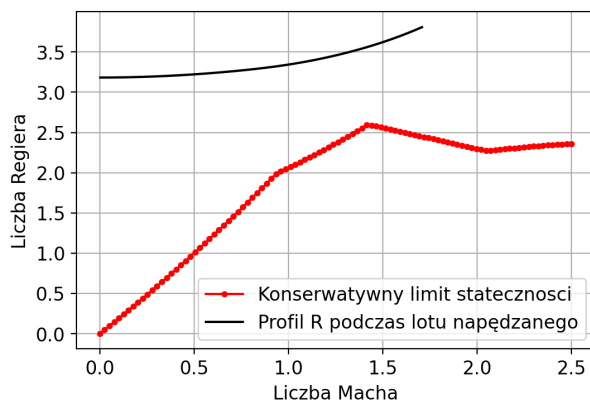
Po wykonaniu badań służących do wyznaczenia wynikowego modułu Kirchhoffa dla obciążeń skręcających przeprowadzono analizę modalną konstrukcji. Na Rysunku 25 przedstawiono cztery pierwsze mody własne.

W porównaniu z poprzednią koncepcją widoczna jest istotnie większa sztywność układu – trzeci i czwarty mod są zdominowane przez drgania rury, a nie elementów dodatkowych. Świadczy to o korzystniejszym rozkładzie sztywności oraz o tym, że zaproponowana koncepcja charakteryzuje się znacznie większą sztywnością globalną.



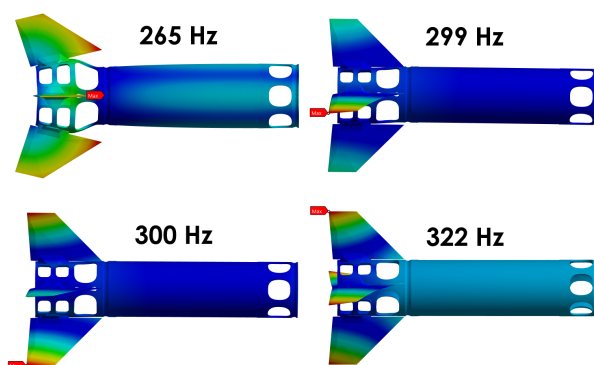
RYSUNEK 25: Zestawienie pierwszych 4 modów częstotliwości drgań własnych dla wariantu pośredniego, stateczniki z formy negatywowej

Zaobserwowano wyraźną poprawę, polegającą na zwiększeniu oddalenia od konserwatywnego limitu stateczności (Rysunek 26), co potwierdza korzystny wpływ wprowadzonej modyfikacji konstrukcyjnej na zachowanie dynamiczne i sztywność układu.



RYSUNEK 26: Profil liczby Regiera w odniesieniu do limitu stabilności dla stateczników z formy negatywowej z wzmocnieniem aluminiowym i rakiety lecącej na pułap 10500m

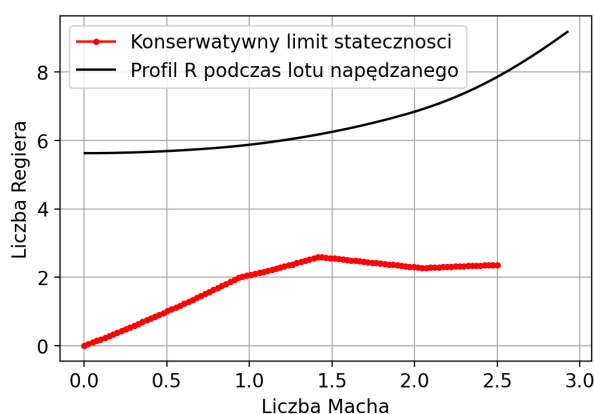
3.3 Modułowe stateczniki metalowe wykonane w ustandaryzowanym systemie montażowym



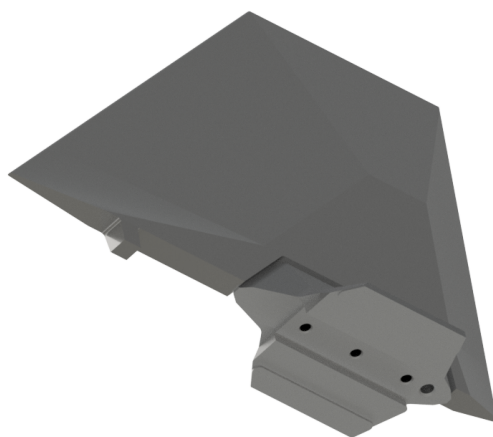
RYSUNEK 27: Zestawienie pierwszych 4 modów częstotliwości drgań własnych dla wariantu końcowego z aluminiowymi statecznikami

W przedstawionym wariantcie zaobserwowano najkorzystniejsze zachowanie dynamiczne, dlatego rozwiązanie to można uznać za końcowe. Analiza modalna wykazała dalszy wzrost częstości własnych oraz korzystną zmianę postaci drgań, co świadczy o zwiększonej sztywności globalnej konstrukcji.

Dominujące mody mają charakter bardziej uporządkowany (Rysunek 27), a odkształcenia są w większym stopniu przenoszone przez element nośny, co potwierdza oddalenie od konserwatywnego limitu stateczności. W porównaniu z wcześniejszymi koncepcjami rozwiązanie to charakteryzuje się najlepszym kompromisem pomiędzy sztywnością a zachowaniem dynamicznym, uzasadniając jego wybór jako rozwiązania końcowego. Na potwierdzenie przeprowadzono analizę wytrzymałości na utratę stateczności, która ukazała największą odporność z badanych koncepcji (Rysunek 28)



RYSUNEK 28: Profil liczby Regiera w odniesieniu do limitu stabilności dla stateczników z formy negatywowej z wzmocnieniem aluminiowym i rakiety lecącej na pułap 20 000 m



RYSunek 29: Model 3D pojedynczego statecznika z widoczną powierzchnią przyłączeniową, spoina nie została uwzględniona

Przedstawione dotychczas rozwiązania cechują się długim, skomplikowanym i wieloetapowym procesem technologicznym, opierającym się w dużej mierze na pracy manualnej wysoko wykwalifikowanych specjalistów od pracy z materiałami kompozytowymi. W dodatku wykorzystanie otrzymanego w ten sposób produktu końcowego obostrzone jest wieloma ograniczeniami, o których wspomniano już we wcześniejszych rozdziałach raportu.

Doprowadziło to do potrzeby opracowania stateczników całkowicie metalowych, wykonanych z wysoko wytrzymałych stopów, takich jak stopy aluminium serii 6000, stopy tytanu β , czy potencjalnie nawet stale martenzytyczne starzone, tzw. *maraging*. Użycie metali pozwoliłoby na uzyskanie zaawansowanej automatyzacji wytwarzania części przy użyciu obrabiarek sterowanych numerycznie i robotów spawających. Co więcej, powinno to znacznie ułatwić wdrożenie jednolitego systemu rozłącznych połączeń śrubowych, co doprowadzi do bezproblemowej wymieniałości, pozwalając na lepsze dopasowanie konfiguracji rakiety do profilu misji.

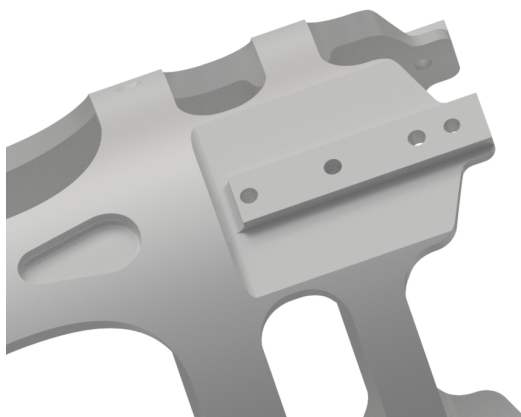
Zaproponowane przez PUT Rocketlab rozwiązanie składa się z dwóch części, tj. właściwego statecznika oraz stopy montażowej. Sam statecznik wycinany jest z płaskiej płyty, umożliwia wykonywanie go nawet na stosunkowo prostych trójosiowych frezarkach, znacząco redukując koszty i czas wykonania. Oba elementy są następnie składane w całość i łączone obustronnym spawem. Model statecznika gotowego do montażu pokazano na Rysunku 29. Widać na nim również przyłącze w postaci czterech otworów. Dwa z nich są nagwintowane i służą do przykręcenia stopy do odpowiadającej jej powierzchni montażowej w aluminiowej strukturze ogonowej, widocznej na rysunku 30. Pozostałe dwa pełnią funkcję pozycjonującą, przeznaczone są bowiem do zainstalowania precyzyjnych kołków ustalających.

Zastosowanie spawania w celu połączenia statecznika ze stopą pozwala uzyskać bardzo szeroką powierzchnię kontaktu bez konieczności wycinania całości z jednego kawałka materiału (co skutkowało by ogromną ilością wygenerowanego odpadu) ani uciekania się do technologii druku 3D (która znacząco podniosłaby koszty). Szeroka powierzchnia styku jest niezbędna do efektywnego przenoszenia obciążeń aerodynamicznych na strukturę rakiety, bez przekraczania dopuszczalnych naprężeń w materiale. Rysunek 31 prezentuje złożenie ogona ze wszystkimi czterema statecznikami.

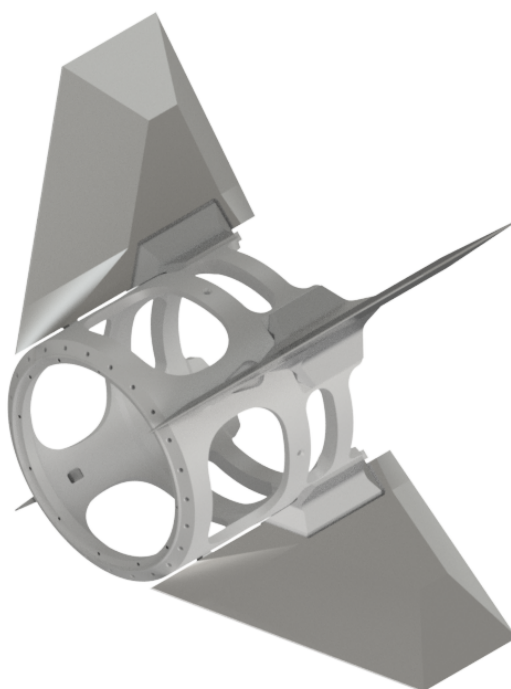
4 Laminowane anteny radiowe

4.1 Systemy łączności rakiet sondażowych

System łączności zaprojektowany w ramach projektu pełni rolę nie tylko medium transmisji danych telemetrycznych, lecz również kluczowego elementu zapewniającego bezpieczeństwo misji. Utrata łączności w trakcie lotu rakiety sondażowej skutkuje brakiem możliwości śledzenia jej trajektorii oraz utrudnia,



RYSUNEK 30: Model 3D struktury ogona z widoczną powierzchnią przyłączeniową przeznaczoną do montażu statecznika



RYSUNEK 31: Model 3D zestawu zaproponowanych stateczników

bądź uniemożliwia, odzysk komponentów po zakończeniu misji.

W przeciwieństwie do klasycznych systemów telemetrycznych stosowanych w aplikacjach naziemnych, systemy łączności raketowej muszą pracować w środowisku charakteryzującym się:

- dynamicznie zmieniającą się orientacją przestrzenną anteny nadawczej,
- znacznymi zmianami odległości pomiędzy nadajnikiem a odbiornikiem w krótkim czasie,
- obecnością przesłaniania sygnału przez strukturę rakiety (*body shadowing*),
- brakiem możliwości stosowania klasycznych systemów automatycznego strojenia anteny.

Z powyższych względów przyjęto architekturę systemu radiowego opartą na redundancji funkcjonalnej oraz wysokim marginesie energetycznym łącza, umożliwiającą zachowanie łączności nawet w przypadku chwilowego pogorszenia warunków propagacyjnych. Szczególny nacisk położono na integrację anteny z konstrukcją rakiety, co pozwala na eliminację elementów zewnętrznych narażonych na uszkodzenia mechaniczne oraz zaburzenia aerodynamiczne.

4.1.1 Wymagania transmisyjne i budżet łącza

Przyjęte wymagania transmisyjne mają charakter referencyjny i zostały określone w sposób konserwatywny, z myślą o weryfikacji poprawności przyjętych rozwiązań konstrukcyjnych w warunkach testów naziemnych oraz prób funkcjonalnych. W szczególności dotyczy to badań wpływu integracji anteny z laminatem kompozytowym na jakość transmisji radiowej.

Wartość minimalnego stosunku sygnału do szumu (SNR) na poziomie 55 dB została przyjęta jako próg umożliwiający jednoznaczną ocenę, czy struktura kompozytowa nie wprowadza istotnych strat radiowych oraz czy zastosowane materiały osłonowe nie powodują degradacji parametrów łącza. Tak wysoka wartość SNR nie jest wymagana w rzeczywistych warunkach lotnych dla modulacji LoRa, lecz pozwala na przeprowadzenie badań porównawczych w środowisku laboratoryjnym oraz półotwartym.

Analogicznie, przyjęta minimalna wartość RSSI równa -80 dBm umożliwia:

- ocenę zapasu energetycznego łącza,
- identyfikację wpływu zmian orientacji anteny nadawczej,
- porównanie różnych wariantów integracji anteny z laminatem.

W trakcie realizacji projektu skupiono się na analizie trendów zmian parametrów SNR oraz RSSI, a nie na osiągnięciu wartości granicznych w każdej konfiguracji pomiarowej. Pozwoliło to na wyciągnięcie wniosków dotyczących dalszych kierunków optymalizacji konstrukcji anten laminowanych, w szczególności w zakresie doboru materiałów osłonowych oraz geometrii elementu promieniującego.

$$SNR_{min} \geq 55 \text{ [dB]} \text{ (dla testów bliskiego zasięgu/laboratoryjnych)} \quad (10)$$

$$RSSI_{min} \geq -80 \text{ [dBm]} \quad (11)$$

Tak wysokie wartości referencyjne w fazie badawczej mają na celu weryfikację przezroczystości radiowej zastosowanego laminatu szklano-epoksydowego (GFRP) i wykluczenie tłumienia wprowadzanego przez sąsiadujące warstwy włókna węglowego (CFRP).

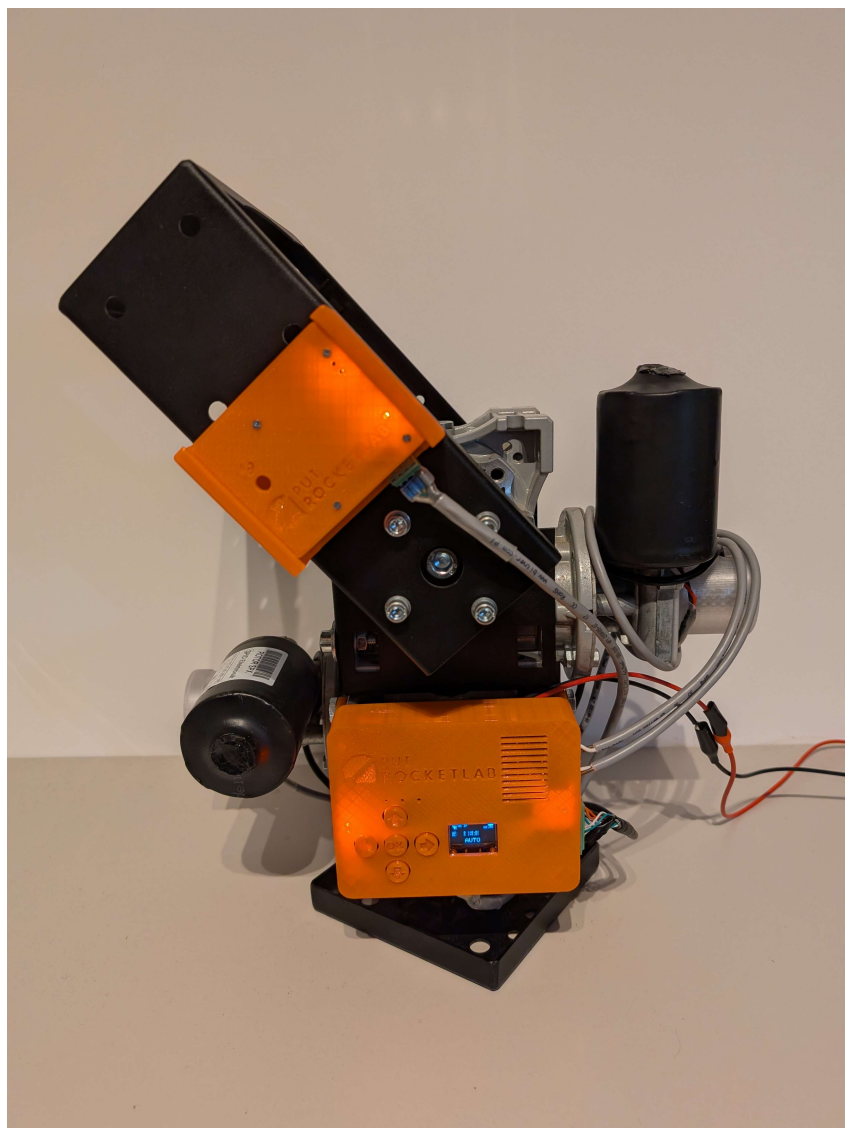
4.1.2 Segment naziemny (Ground Station)

Segment naziemny systemu łączności został zaprojektowany jako rozwiązanie modułowe, umożliwiające jednoczesny odbiór danych telemetrycznych przez wiele niezależnych torów odbiorczych. Takie podejście pozwala na zwiększenie niezawodności systemu oraz minimalizację ryzyka całkowitej utraty łączności w trakcie lotu.

Podstawę segmentu naziemnego stanowią autorskie odbiorniki radiowe opracowane przez zespół projektowy, współpracujące z antenami kierunkowymi typu Yagi-Uda charakteryzujące się wysokim zyskiem energetycznym na poziomie ($G_{RX} \approx 12 - 16 \text{ dBi}$). Odbiorniki te wyposażone są w interfejs użytkownika umożliwiający bieżący odczyt kluczowych parametrów jakości łącza, w szczególności wartości SNR oraz RSSI, aktualizowanych w czasie rzeczywistym.

W konfiguracji operacyjnej przewidziano dwa uzupełniające się tryby śledzenia rakiety:

- ręczne naprowadzanie anten kierunkowych przez kilku operatorów, realizowane na podstawie wizualnej obserwacji toru lotu oraz wskazań parametrów jakości sygnału,
- automatyczne śledzenie rakiety z wykorzystaniem dedykowanego układu antenowego zamontowanego na trzyosiowym rotorze serwomechanicznym (Rys: 32).



RYSUNEK 32: Trzyosiowy rotor serwomechaniczny z dedykowanym kontrolerem

System automatycznego śledzenia opiera się na algorytmie wyznaczającym aktualne położenie rakiety względem stacji naziemnej, bazującym na danych telemetrycznych oraz estymacji trajektorii lotu. Na tej podstawie generowane są sygnały sterujące serwomechanizmami rotora, umożliwiające dynamiczne korygowanie kierunku maksymalnego zysku anteny w trakcie lotu.

Zastosowanie kombinacji ręcznego oraz automatycznego systemu naprowadzania anten pozwala na zwiększenie odporności segmentu naziemnego na błędy estymacji oraz opóźnienia transmisji danych, a jednocześnie stanowi cenne narzędzie badawcze do analizy wpływu orientacji anteny odbiorczej na parametry łącza w warunkach rzeczywistych.

Dane odebrane przez stację naziemną są w czasie rzeczywistym dekodowane i wizualizowane na PCC, co pozwala na bieżącą kontrolę bezpieczeństwa misji oraz natychmiastową lokalizację modułów rakiety po przyziemieniu, wykorzystując ostatnie znane koordynaty GNSS przesłane przez systemy awioniczne rakiety.

4.2 Koncepcja anteny zintegrowanej z laminatem

4.2.1 Idea integracji anteny ze strukturą kompozytową

W ramach projektu przyjęto koncepcję integracji anteny radiowej bezpośrednio ze strukturą kompozytową rakiety, w szczególności z laminowaną rurą nośną oraz elementami osłonowymi. W przeciwieństwie do klasycznych rozwiązań, w których anteny stanowią osobne komponenty montowane wewnątrz lub



RYSUNEK 33: Komercyjnie dostępna antena elastyczna 433MHz

na zewnątrz struktury, proponowane podejście zakłada traktowanie anteny jako integralnego elementu strukturalnego.

Celem takiej integracji jest ograniczenie liczby dodatkowych komponentów mechanicznych, redukcja masy systemu łączności oraz zwiększenie odporności na uszkodzenia mechaniczne powstające podczas montażu, transportu oraz startu rakiety. Dodatkową zaletą jest poprawa powtarzalności parametrów elektrycznych anteny wynikająca z eliminacji zmiennych warunków montażowych.

Koncepcja ta jest zgodna z podejściem stosowanym w nowoczesnych konstrukcjach lotniczych i kosmicznych, gdzie struktury nośne pełnią jednocześnie funkcje elektromagnetyczne, m.in. jako osłony antenowe, elementy promieniujące lub podłoża dla anten konformalnych.

4.2.2 Rozważane typy anten zintegrowanych

Na etapie koncepcyjnym przeanalizowano kilka typów anten możliwych do integracji z laminatem kompozytowym, uwzględniając zarówno ich właściwości elektromagnetyczne, jak i możliwości technologiczne wykonania w warunkach zespołu studenckiego.

Pierwszą grupą są anteny oparte na przewodnikowych elementach promieniujących, realizowanych jako ścieżki przewodzące umieszczone wewnątrz struktury laminatu lub przykryte cienką warstwą materiału osłonowego. Rozwiązania tego typu charakteryzują się prostą geometrią oraz łatwą integracją z procesem laminacji.

Drugą grupę stanowią anteny konformalne, których geometria dopasowana jest do krzywizny struktury nośnej, np. cylindrycznej rury rakiety. Tego typu anteny pozwalają na uzyskanie szerokiej charakterystyki kierunkowej, co jest szczególnie istotne w systemach telemetrycznych pracujących w warunkach rotacji rakiety wokół osi podłużnej.

Rozważano również możliwość implementacji elementów promieniujących jako jednej z warstw wielowarstwowego laminatu. W takim podejściu przewodzący element anteny jest w laminowany pomiędzy warstwy CFRP/GFRP, co umożliwia uzyskanie wysokiej odporności mechanicznej przy zachowaniu kontrolowanych parametrów elektrycznych.

4.2.3 Wpływ materiałów CFRP i GFRP na parametry antenowe

Materiały kompozytowe stosowane w strukturach rakietowych w istotny sposób wpływają na pracę anten radiowych. Laminaty CFRP, ze względu na obecność włókien węglowych, wykazują przewodnictwo elektryczne w płaszczyźnie włókien, co może prowadzić do tłumienia pola elektromagnetycznego oraz zmiany impedancji anteny.

Zbyt bliskie sąsiedztwo warstw CFRP względem elementu promieniującego może skutkować obniżeniem efektywności anteny, przesunięciem częstotliwości rezonansowej oraz pogorszeniem charakterystyki promieniowania. Zjawisko to wymaga uwzględnienia już na etapie projektowym.

W przeciwieństwie do CFRP, laminaty GFRP charakteryzują się wysoką przezroczystością radiową, dzięki czemu nie powodują istotnego tłumienia sygnału. Ich zastosowanie jako warstwy osłonowej anteny pozwala na zachowanie poprawnych parametrów elektromagnetycznych, jednak kosztem obniżenia wytrzymałości mechanicznej struktury.

W praktyce projektowej zakłada się stosowanie hybrydowych układów warstw, w których element antenowy jest izolowany od warstw CFRP za pomocą cienkiej warstwy GFRP lub innego dielektryka, minimalizując negatywny wpływ przewodzących włókien węglowych na pracę anteny.

4.2.4 Przegląd rozwiązań z literatury i technologii pokrewnych

W literaturze technicznej opisano liczne rozwiązania związane z integracją anten z materiałami kompozytowymi. Badania wykazują, że odpowiednio zaprojektowane struktury kompozytowe mogą pełnić nie tylko funkcje mechaniczne, lecz również elektromagnetyczne, działając jako elementy antenowe lub podłoża dla anten mikrofalowych.

Opisane są również rozwiązania wykorzystujące konformalnie prowadzone ścieżki przewodzące, tkaniny z włókien przewodzących oraz elementy drukowane na elastycznych podłożach, które następnie są integrowane z laminatem w procesie wytwarzania struktury.

Dynamiczny rozwój technologii materiałowych oraz metod wytwarzania (druk przewodzący, precyzyjna laminacja, obróbka powierzchniowa) wskazuje, że anteny zintegrowane strukturalnie stanowią perspektywiczne rozwiązanie dla systemów lotniczych i kosmicznych, w których kluczowe znaczenie mają masa, niezawodność oraz odporność na warunki środowiskowe.

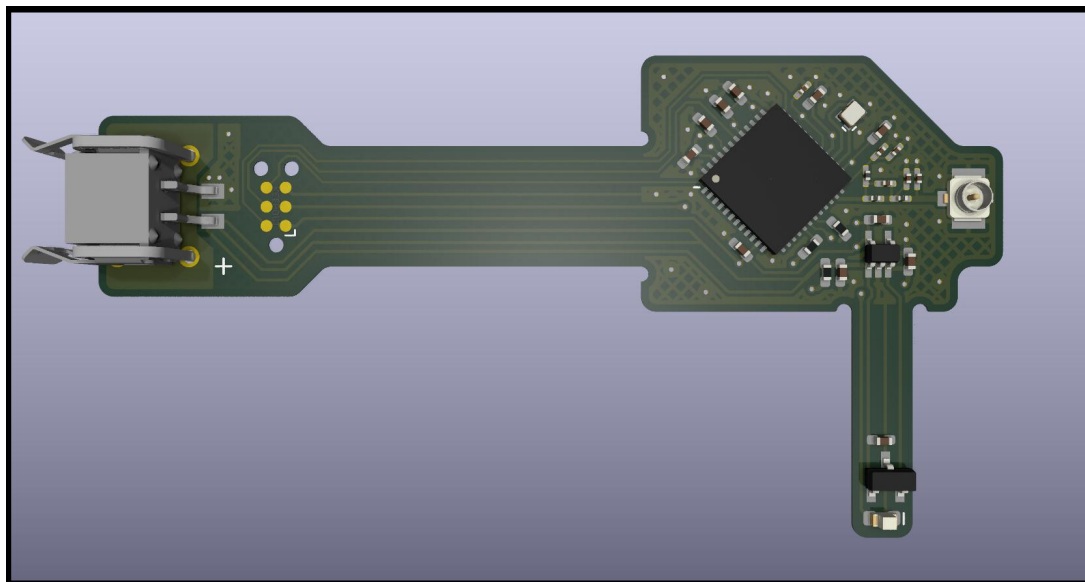
Należy jednak odnotować istotne wyzwania projektowe wskazane w literaturze przedmiotu, które mają bezpośredni wpływ na parametry tak zintegrowanych systemów. Badania przeprowadzone przez You et al. [[8]] dowodzą, że konformalne umieszczenie szyku antenowego na powierzchni cylindrycznej o małym promieniu krzywizny (typowej dla rakiet sondażowych) prowadzi do naturalnego poszerzenia wiązki głównej oraz wzrostu poziomu listków bocznych. Zjawisko to zostało uwzględnione w projekcie poprzez przyjęcie wyższych marginesów energetycznych łączy. Ponadto, jak wskazują Li et al. [[6]], procesy wytwórcze bazujące na laminowaniu ręcznym (hand lay-up) obarczone są ryzykiem powstawania mikro-niejednorodności, takich jak pęcherzyki powietrza w warstwie wiążącej. Mogą one prowadzić do lokalnych zmian impedancji falowej i rozstrojenia anteny, co wymusza konieczność indywidualnej weryfikacji każdego egzemplarza przy użyciu analizatora wektorowego (VNA).

4.3 Badanie własności zaimplementowanego układu radiowego

W celu weryfikacji założeń projektowych oraz wpływu struktury kompozytowej na parametry łączy radiowego, przeprowadzono wieloetapowy proces badawczy obejmujący analizę widmową sygnału oraz pomiary tłumienia wtrąceniowego materiałów konstrukcyjnych.

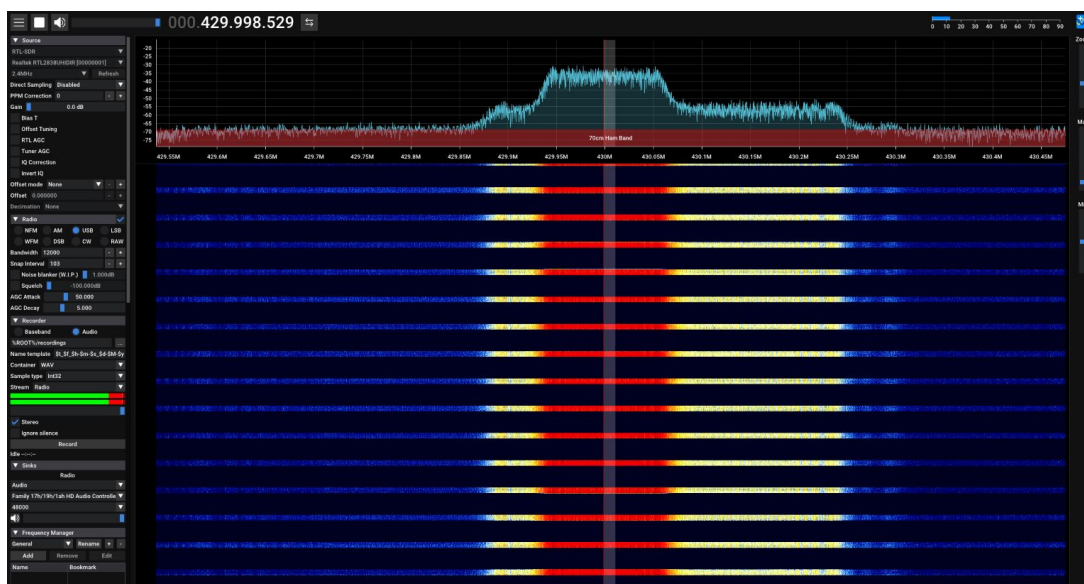
4.3.1 Weryfikacja stabilności transmisji (SDR)

Do analizy warstwy fizycznej łączy wykorzystano szerokopasmowy odbiornik radiowy zdefiniowany programowo (SDR - Software Defined Radio) model RTL-SDR 2838u. Obiektem badań był opracowany w ramach projektu moduł nadawczy oznaczony jako LRAB (Laminated Rocket Airframe Beacon). Konstrukcja ta bazuje na technologii elastycznych obwodów drukowanych (FPCB), co umożliwiło jej pełną integrację z krzywizną rury nośnej (Rys. 34). Sercem układu jest mikrokontroler z rdzeniem Cortex-M4 i zintegrowanym transceiverem sub-GHz, skonfigurowany do pracy w paśmie 433 MHz.



RYSUNEK 34: Wizualizacja modułu LRAB. Elastyczny obwód drukowany (FPCB) umożliwia montaż na powierzchni cylindrycznej.

Rejestracja widma w czasie rzeczywistym (Rys. 35) potwierdziła poprawność implementacji protokołu komunikacyjnego. Widoczna sekwencyjna transmisja pakietów w stałych odstępach czasu świadczy o stabilnej pracy mikrokontrolera sterującego oraz braku zakłóceń wzajemnych pomiędzy anteną a elektroniką pokładową.



RYSUNEK 35: Analiza widmowa sygnału telemetrycznego. Wyraźna separacja pakietów potwierdza poprawność modulacji oraz stabilność częstotliwościową układu wewnątrz osłony kompozytowej.

4.3.2 Analiza wpływu materiału osłony na zasięg i stabilność łącza

Weryfikacja charakterystyki tłumienia sygnału w funkcji odległości dla odmiennych konfiguracji materiałowych osłony stanowiła krytyczny etap walidacji systemu łączności. Badania terenowe zrealizowano w warunkach otwartej przestrzeni (Open Field), koncentrując się na rejestracji poziomu RSSI dla anteny pracującej wewnątrz struktur kompozytowych.

W celu wyeliminowania błędów systematycznych, mogących wynikać z różnic wykonawczych pomiędzy niezależnymi korpusami, zastosowano zunifikowaną metodę badawczą. Wykorzystano dedykowaną próbkę technologiczną wykonaną z laminatu szklanego (GFRP), zaprojektowaną w sposób umożliwiający montaż demontowalnej nakładki ekranującej z laminatu węglowego CFRP (Rys. 36). Takie podejście pozwoliło na zachowanie identycznej geometrii układu antenowego oraz warunków środowiskowych dla obu scenariuszy,

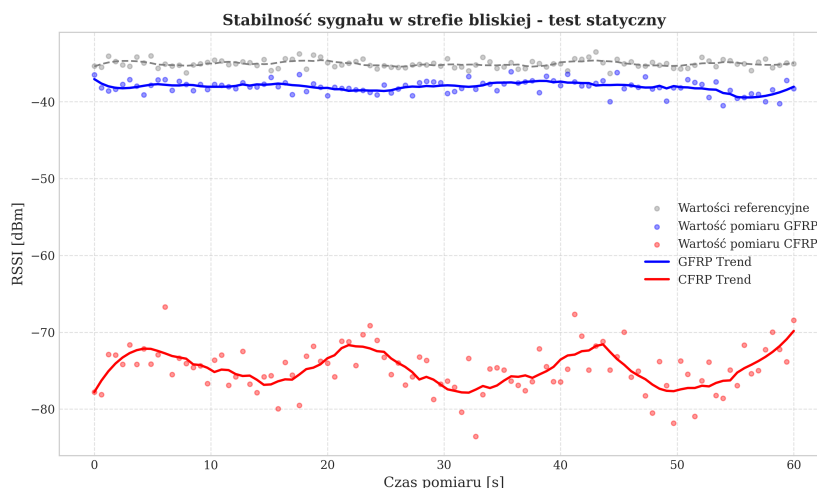
znacząco podnosząc wiarygodność uzyskanych danych porównawczych oraz optymalizując czas trwania sesji pomiarowej.



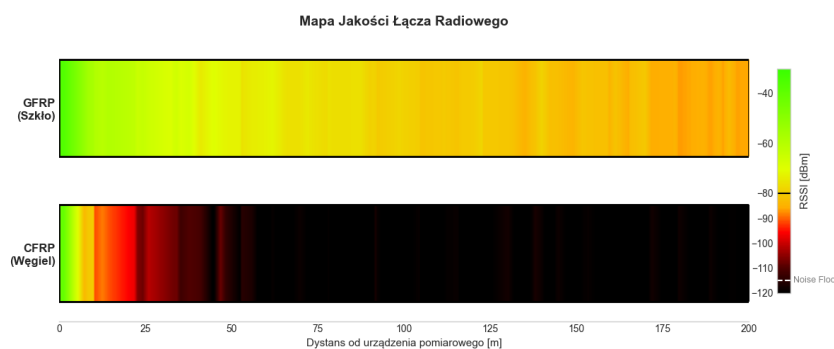
RYSUNEK 36: Porównanie konfiguracji pomiarowych: próbka referencyjna oraz z wkładką węglową

Wyniki przedstawione na wykresie (Rys. 37) jednoznacznie wskazują na krytyczny wpływ przewodnictwa włókna węglowego na budżet łącza:

- Laminat GFRP (Linia niebieska) - wykazuje charakterystykę zbliżoną do propagacji w wolnej przestrzeni. Wprowadzone tłumienie jest pomijalne (rzędu 2-4 dB), co pozwala na utrzymanie stabilnego łącza z dużym zapasem energetycznym. Co kluczowe, wykres potwierdza również wysoką stabilność sygnału w czasie, co świadczy o braku rozstrojenia (detuningu) anteny przez materiał dielektryczny.
- Laminat CFRP (Linia czerwona) - powoduje drastyczny spadek mocy sygnału (tłumienie rzędu 35-40 dB). Widoczne na wykresie silne fluktuacje sygnału wskazują na niestabilność impedancyjną układu. W teście dystansowym sygnał osiąga poziom szumu (Sensitivity Limit -120 dBm) już przy odległości ok. 30 metrów (Rys. 38, co w praktyce uniemożliwia komunikację).



RYSUNEK 37: Porównanie wpływu materiału osłony na poziom sygnału RSSI. Wykres potwierdza konieczność stosowania okien radiowych z włókna szklanego (GFRP) w celu uniknięcia ekranowania oraz powstawania fluktuacji przez włókno węglowe (CFRP).



RYSUNEK 38: Charakterystyka tłumienia w funkcji odległości

4.3.3 Wnioski końcowe

Zrealizowane prace badawczo-rozwojowe pozwoliły na pełną weryfikację założeń projektowych oraz osiągnięcie zakładanych efektów w zakresie integracji systemów łączności ze strukturami kompozytowymi. Przeprowadzona analiza teoretyczna, poparta serią testów na próbkach technologicznych, prowadzi do następujących wniosków końcowych:

1. Walidacja koncepcji hybrydowej (GFRP/CFRP) - zgodnie z wymaganiami projektu, przeprowadzono analizę porównawczą materiałów kompozytowych. Badania (Rys. 37) jednoznacznie potwierdziły, że zastosowanie litej rury węglowej (CFRP) uniemożliwia skuteczną komunikację (tłumienie ≥ 35 dB). Opracowane rozwiązanie oparte na lokalnym oknie radiowym z laminatu szklanego (GFRP) zapewnia przezroczystość elektromagnetyczną na poziomie zbliżonym do powietrza, eliminując efekt klatki Faradaya przy jednoczesnym zachowaniu ciągłości struktury nośnej.
2. Osiągnięcie parametrów transmisyjnych - weryfikacja widmowa (SDR) oraz pomiary RSSI potwierdziły, że zintegrowana antena, pracująca wewnątrz osłony GFRP, utrzymuje parametry łącza spełniające wymagania postawione w sekcji 4.1. W warunkach testowych (strefa bliskiego zasięgu) uzyskano margines energetyczny pozwalający na spełnienie kryterium $\text{SNR} \geq 55$ dB (dla warunków referencyjnych) oraz utrzymanie stabilnej demodulacji sygnału.
3. Technologia wytwarzania i integracji - w ramach prac wykonano fizyczne próbki laminatów z zintegrowanymi antenami (Rys. 36). Dobrano materiały osnowy (włókno szklane, żywica epoksydowa) minimalizujące wpływ na impedancję anteny (brak istotnego detuningu w testach laboratoryjnych).

4. Zastosowanie praktyczne i innowacyjność - głównym efektem projektu jest opracowanie modularnej technologii, która znajduje bezpośrednie zastosowanie praktyczne w konstrukcji rakiet sondażowych. Eliminacja zewnętrznych oraz wewnętrznych anten na rzecz systemów laminowanych (conformal antennas) pozwala na:

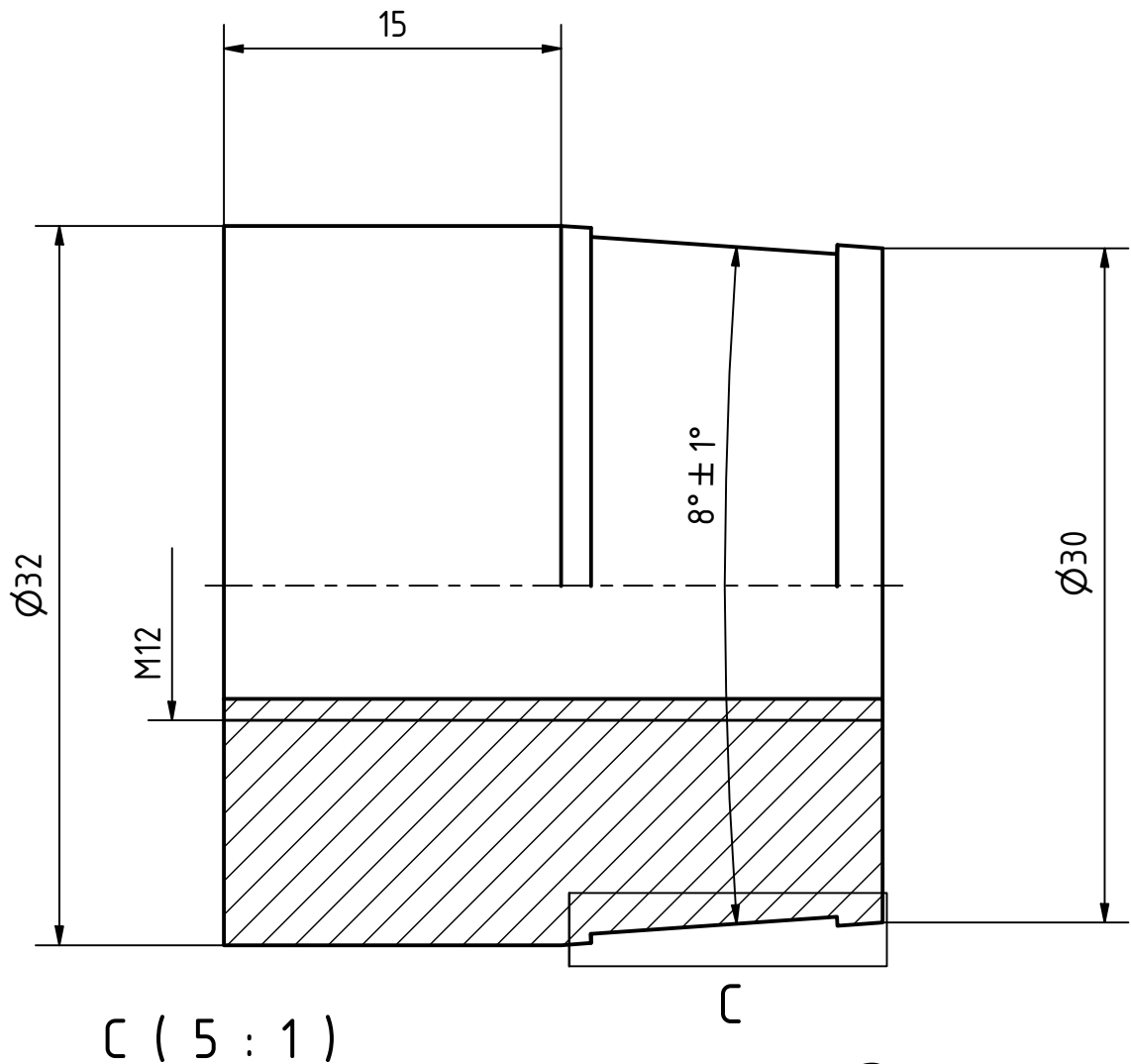
- zwiększenie dostępnej przestrzeni w przedziale awionicznym,
- redukcję oporu aerodynamicznego, co przekłada się na wyższy pułap lotu,
- zminimalizowanie ryzyka uszkodzenia systemu łączności podczas transportu i montażu na wyrzutni,
- skalowalność rozwiązania dla rakiet o różnych kalibrach (zgodnie z założeniami od 60 do 320 mm).

Podsumowując, zrealizowany projekt zakończył się opracowaniem dokumentacji technicznej oraz wytworzeniem demonstratorów technologii, które pozytywnie przeszły proces weryfikacji. Otrzymane wyniki stanowią podstawę do dalszego rozwoju hybrydowych rur kompozytowych w nadchodzących konstrukcjach rakietowych zespołu gdzie szczególne znaczenie będzie miała maksymalna optymalizacja jakości połączenia.

Bibliografia

- [1] 3M Company. 3m™ scotch-weld™ epoxy adhesive dp490: Technical data sheet. Technical report, 3M Industrial Adhesives and Tapes Division, St. Paul, MN, USA, February 2025. Last Revision Date: February 2025. Supersedes: September 2024.
- [2] iAutorzyi. i tytuł raportui. Technical Note 4197, National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), Washington, D.C., iMiesiaçi iRoki. NACA TN 4197.
- [3] Claudia Barile, Vimalathithan Paramsamy Kannan, Alessandro Locasale, and Caterina Casavola. About shear properties of plain weave fabric cfrp at high temperatures: Analytical and experimental approaches. *Applied Composite Materials*, 30:753–771, 2023.
- [4] H. J. Dunn and Jr. Doggett, Robert V. The use of the regier number in the structural design with flutter constraints. Technical Memorandum NASA-TM-109128, NASA Langley Research Center, August 1994. Accession Number: 95N11465; Work of the U.S. Government.
- [5] Marko Goreta, Neno Torić, and Ivica Boko. The effect of high-temperature creep on en6082 t6 aluminium columns exposed to transient heating. 12 2022.
- [6] P. Li, W. Y. Xu, L. W. Song, and Y. Y. Qiu. A novel inversion method of manufacturing flaws in the packaging of conformal load-bearing antenna structure. *International Journal of Antennas and Propagation*, 2015, 2015.
- [7] George M. Siouris. *Missile Guidance and Control Systems*. Springer, New York, 2004.
- [8] Chisang You, Dongseob Kim, Sanghyun Cho, and Woonbong Hwang. Impact behavior of composite antenna array that is conformed around cylindrical bodies. *Composite Structures*, 92(2):515–522, 2010.

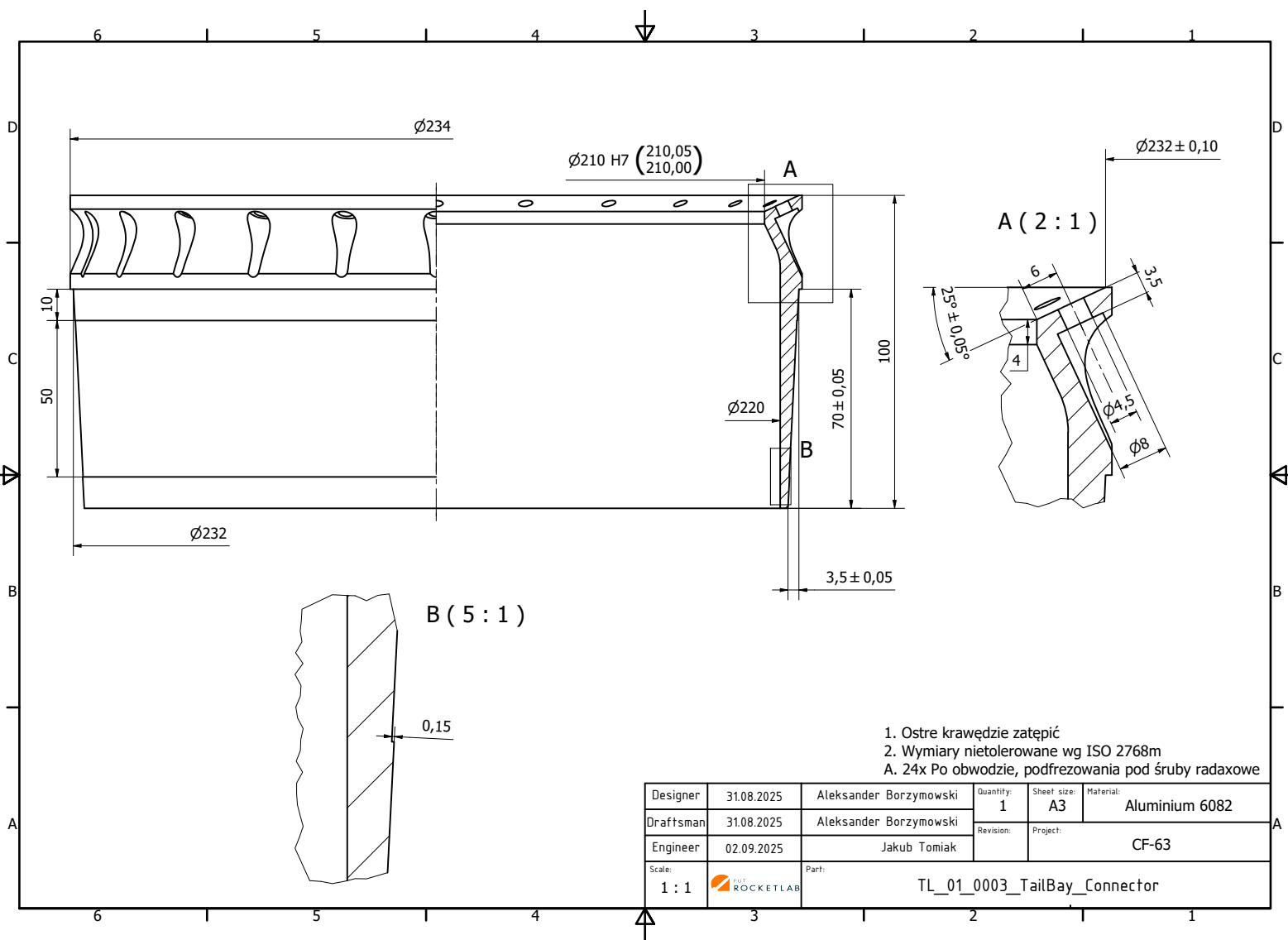
A Rysunki techniczne wybranych komponentów

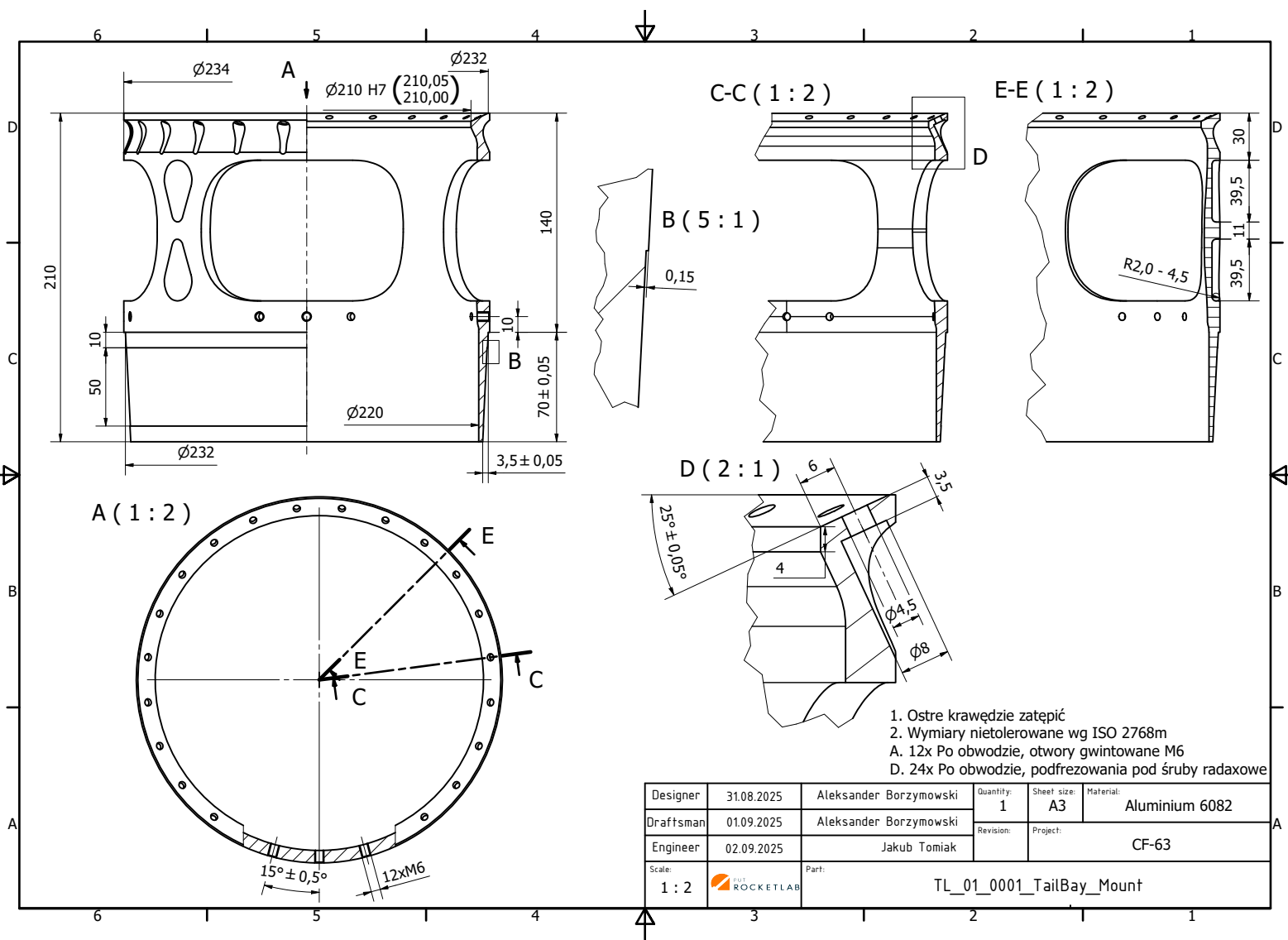


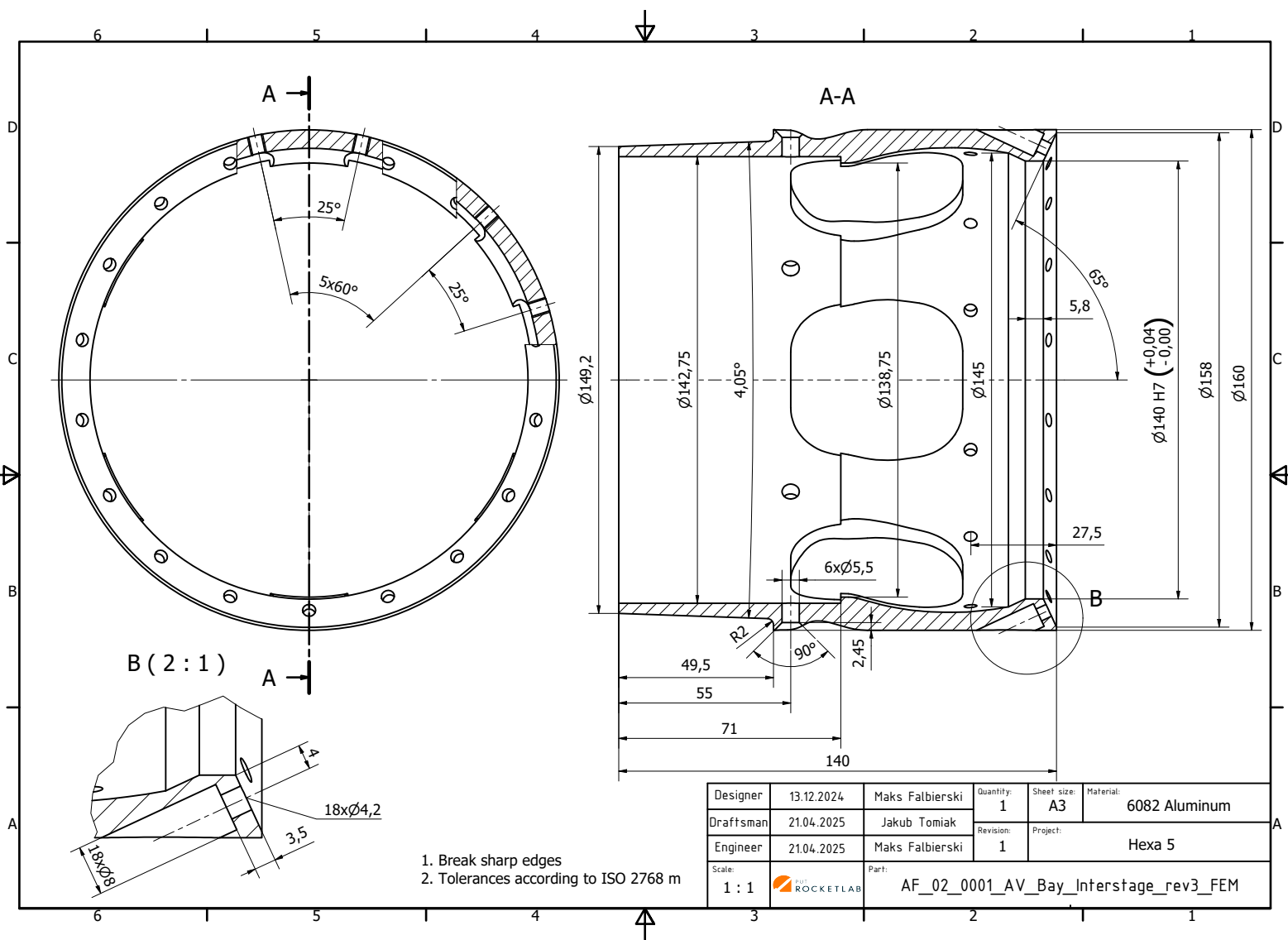
Notes:

1. Tolerances according to ISO 2768m unless otherwise stated.
2. Break all sharp edges.

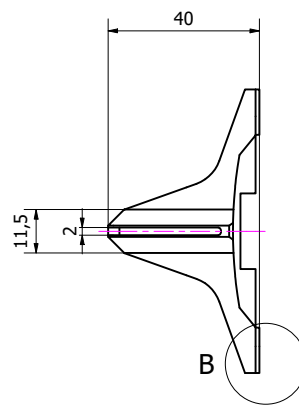
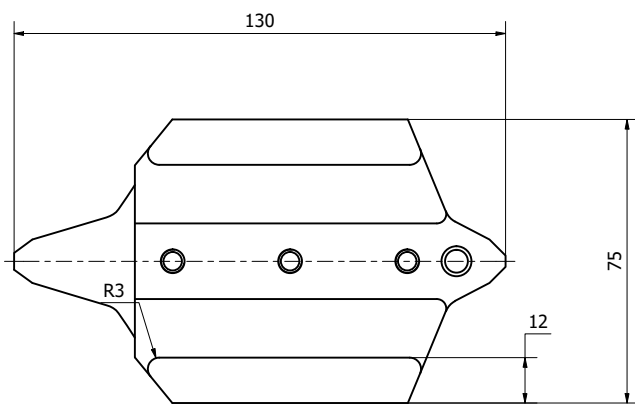
Designer	15.08.2024	Jakub Tomiak	Quantity: 10	Sheet size: A4	Material: Aluminium 6082
Draftsman	18.08.2024	Wiktór Kowalewski	Revision: 1.3	Project:	glued joints sample
Engineer	18.08.2024	Jakub Tomiak			
Scale: 3 : 1			Part: sample_4deg_04mm		



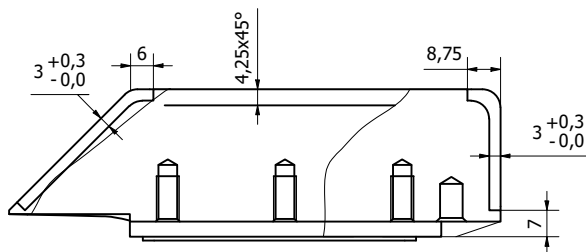
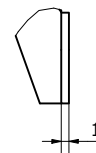




Designer	13.12.2024	Maks Falbierski	Quantity: 1	Sheet size: A3	Material: 6082 Aluminum
Draftsman	21.04.2025	Jakub Tomiak	Revision: 1	Project:	Hexa 5
Engineer	21.04.2025	Maks Falbierski			
Scale: 1 : 1		Part: AF_02_0001_AV_Bay_Interstage_rev3_FEM			



B (2 : 1)



- Ostre krawędzie zaokrąglić
- Wymiary nietolerowane wg ISO 2768m

Designer	09.09.2025	A. Borzymowski	Quantity: 4	Sheet size: A3	Material: Aluminum 6082
Draftsman	17.09.2025	Jakub Tomiak	Revision:	Project:	CF-63
Engineer	17.09.2025	Jakub Tomiak			
Scale: 1 : 1				Part: TL_02_0003_FinFoot	