

Badanie modelu rakiety suborbitalnej w naddźwiękowym tunelu aerodynamicznym

F. Wasilczuk, P. Flaszyński, M. Kurowski, R. Szwaba

*Institut Maszyn Przepływowych
Polskiej Akademii Nauk,
ul. Fiszer 14, 80-231 Gdańsk
e-mail: fwasilczuk@imp.gda.pl*

Wstęp

Rakieta suborbitalna PERUN jest projektowana przez polską firmę Space Forest w projekcie współfinansowanym przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju. Celem projektu jest wystrzelenie rakiety z ładunkiem sprzętu meteorologicznego o masie 50 kg na wysokość 150 km z maksymalną prędkością ponad 1500 m/s ($Ma = 5$). Jednym z kluczowych wyzwań w projekcie takiej rakiety jest minimalizacja współczynnika oporu oraz zapewnienie rakiecie stabilności w trakcie lotu. W celu zbadania wpływu parametrów rakiety na współczynnik oporu przeprowadzono pomiary w naddźwiękowym tunelu aerodynamicznym. Wyniki pomiarów posłużą do walidacji modelu numerycznego, co pozwoli na użycie go do zaawansowanych analiz aerodynamicznych oraz optymalizacji geometrii rakiety. W pierwszej fazie kampanii pomiarowej testowane było pięć kształtów nosa rakiety.

Dyskusja

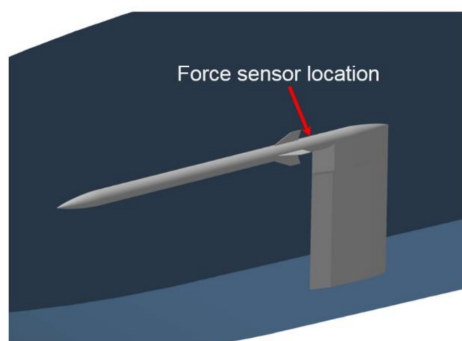
Komora pomiarowa została zaprojektowana na bazie wcześniejszych doświadczeń oraz obliczeń numerycznych RANS (Rysunek 1). Przekrój komory pomiarowej jest ograniczony poprzez parametry stanowiska pomiarowego i wynosi 350×100 mm. Pojemność zbiornika próżniowego wpływa na maksymalny czas pomiaru przy założonym masowym natężeniu przepływu. Biorąc pod uwagę te ograniczenia, średnicę kadłuba modelu rakiety ustalono na 10 mm (skala 1 : 45). Przy zamierzonej prędkości przepływu $Ma = 2.45$ czas pomiaru wynosi 5 s. Porównanie ciśnienia zmierzonego na ściankach pustej komory pomiarowej z wynikami obliczeń numerycznych wykazuje dobrą zgodność. Siłę oporu mierzono z użyciem czujnika XF7C300 Miniature Load Cell. Dodatkowo przeprowadzono wizualizację techniką Schlierena (Rysunek 2), które porównano z wynikami obliczeń numerycznych. Wstępne wyniki porównań pokazują dobrą zgodność lokalizacji fali uderzeniowej. Natomiast z zestawienia sił oporu wynika, że konieczne są korekty w model numerycznym.

Wnioski

Zakończono pomiary dla pierwszych konfiguracji. Kolejnym krokiem jest korekta modelu numerycznego i siatki obliczeniowej, żeby uzyskać akceptowalną zgodność w zmierzonej i obliczonej sile oporu. Pozwoli to na porównanie różnych projektów nosa rakiety w celu znalezienia geometrii dającej najmniejszy opór. Walidacja modelu numerycznego pozwoli też na obliczenia dla rakiety w pełnej skali.

Podziękowania

Badania sfinansowano ze środków Space Forest. Projekt „Suborbital Inexpensive Rocket Project” (nr POIR.01.01.01-00-0774/17) był współfinansowany ze środków European Regional Development Fund.



Rysunek 1: Test section outline



Rysunek 2: Preliminary Schlieren visualization results

Bibliografia

- [1] Magiera R. *et al.*, A combustion stabilisation method in a nitrous oxide based hybrid rocket engine, 24th ESA Symposium on European Rocket & Balloon programmes and related research, Essen (2019).