

ハイブリッドロケットの音響振動にさらされる計測器の不具合と エンジン内プリチャンバの効果

欧正葆^{*1} 我那覇七海^{*1} 高野敦^{*1} 喜多村竜太^{*1}

正井卓馬^{*1} 植村寧夫^{*1} 船見祐揮^{*2}

^{*1} 神奈川大学

^{*2} 防衛大学校

Anomaly of measurement equipment exposed to acoustic vibration of the hybrid rocket and effect of prechamber in engine.

Masayasu OU^{*1} Natsumi GANAHA^{*1} Atsushi TAKANO^{*1} Ryuta KITAMURA^{*1}

Takuma MASAI^{*1} Shizuo UEMURA^{*1} Yuki FUNAMI^{*2}

^{*1} Kanagawa University

^{*2} National Defense Academy

ABSTRACT

Acoustic vibration, thrust and combustion pressure on combustion tests of hybrid rocket engine were measured and analyzed by FFT (Fast Fourier Transform) to investigate a cause of measurement troubles such as temporary stop or shut down of measuring equipments and noise of measurement data. Results of those measurements, analyzes and improvements the measurement troubles, and the newly developed engine with pre-combustion chamber to suppress injector damage and the self-decomposition of nitrous oxide, were reported.

Keywords: injector, prechamber, acoustic vibration, measurement trouble

概要

ハイブリッドロケットのエンジン開発試験時に生じた計測機器の一時停止や、ノイズが乗るなどの計測トラブルの原因として音響振動に着目し、試験時に生じる音響振動などの計測や、推力などの計測データの周波数解析を行った。本発表では、それらの計測や解析の結果、計測トラブル改善のために行った対策、亜酸化窒素の自己発熱分解反応対策およびインジェクター損傷対策として新たに作成したエンジンについて報告する。

1. はじめに

本研究室ではハイブリッドロケットと呼ばれるロケットエンジンに着目し、超小型衛星を安価で迅速に打ち上げるための超小型ロケットの開発・製作に取り組んでいる。2021年度は、新たに作成した溶接式^[1]（モーターケース締結部フランジを溶接により作成したもの）・外ねじ式^[2]（モーターケース締結部に切削した外ねじを使用し、さらにプリチャンバを設けたものとならないものの2種類）のエンジンの性能や耐久性を調べるための燃焼試験を10回行った。

2. 燃焼試験の計測不具合

燃焼試験では、推力（冗長性のため2系統での計測）、タンク重量、エンジン内圧や酸化剤圧力などの5か所の圧力、7か所の温度を計測している。図1に燃焼試験概略図を示す。

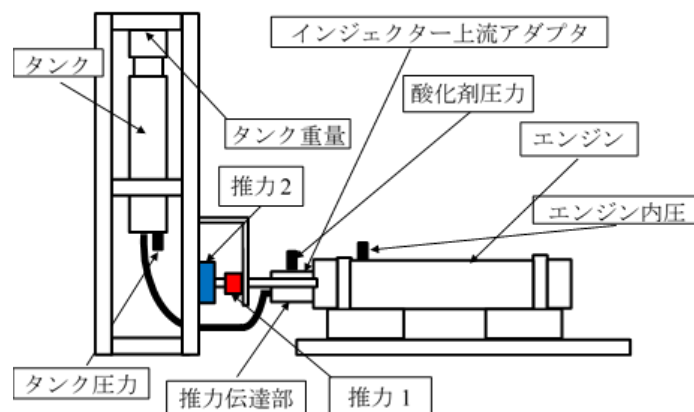


図1 燃焼試験装置横型概略図

2021年度に行った燃焼試験では、動ひずみ計や圧力計、データロガーの計測の一時停止が多発した。計測異常は、点火と同時に計測異常（計測の一時停止やノイズが乗るなど）が発生し、数秒後あるいは燃焼試験後には復帰すること及び騒音測定の結果60m離れた地点で110dB程度の高レベルな音響騒音が観測されていることから、燃焼による振動が原因と推測された。そこで、振動の影響軽減のため動ひずみ計やデータロガーを鉄製の箱に入れ、試験実施場所から10m離れた倉庫の脇に移動させるなどの対策を行ったが、一部を除いて完全な改善には至らなかった。最終的に、動ひずみ計やデータロガー類の大半を試験実施場所から40m離れたコンテナ内に更に移動させた。その結果、計測が一時停止することなく最後まで正常に行うことができた。

3. 燃焼振動の解析

計測異常の原因と推測している燃焼振動の分析及び今後の燃焼振動抑制のための基礎資料を得るために推力・圧力に周波数解析を行った。なお、今回フーリエ変換に使用したデータロガーのサンプリングレートは、2021年7月24日以前は200Hz、それ以降は1000Hzに設定した。また、動ひずみ計のフィルタは推力2が1000Hzとした。圧力計の応答性は5 ms (200 Hz)であり、ロードセルの応答周波数は約500 Hzであることから、フーリエ変換結果の200 Hz以上の周波数については評価しないこととした。図2に2021年5月30日に行われた燃焼試験（プリチャンバなしエンジン）の時刻歴データを示す。図2中で推力及び圧力が振動していると思われる箇所（赤枠）の5秒間をフーリエ変換した結果を図3に示す。また、図4に2021年11月14日に行われた燃焼試験（プリチャンバありエンジン）の時刻歴データを示す。同様に図4中の5秒間をフーリエ変換した結果を図5及び図6に示す。

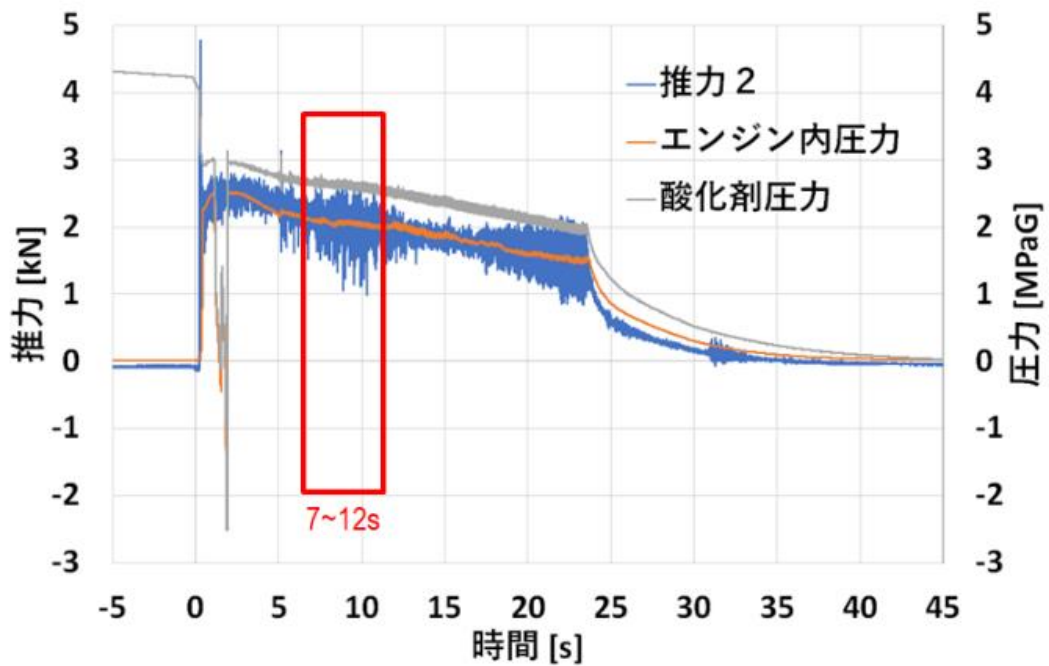


図2 2021年5月30日の燃焼試験結果
(プリチャンバ無)

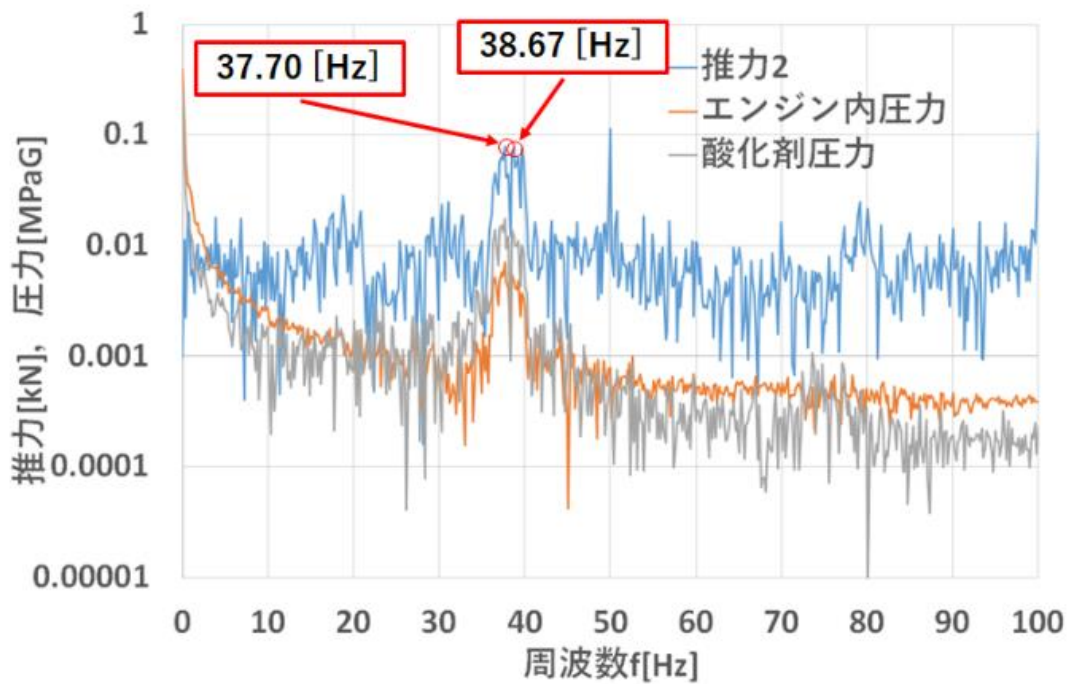


図3 2021年5月30日のフーリエ変換結果
(プリチャンバ無)

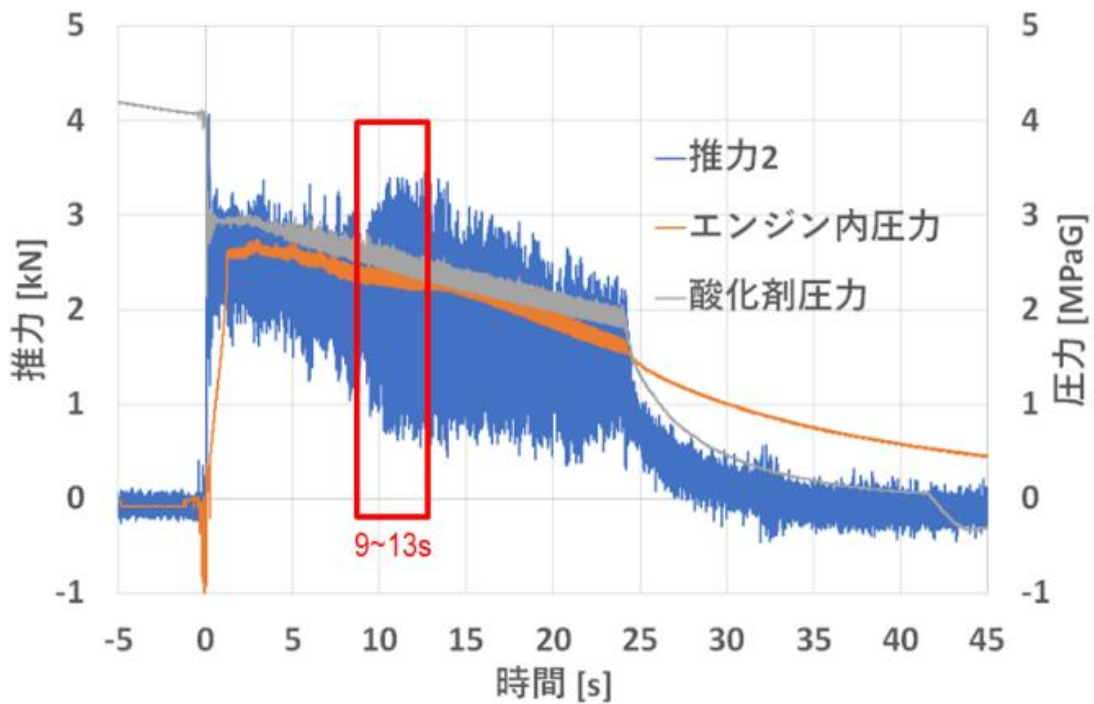


図4 2021年11月14日の燃焼試験結果
(プリチャンバ有)

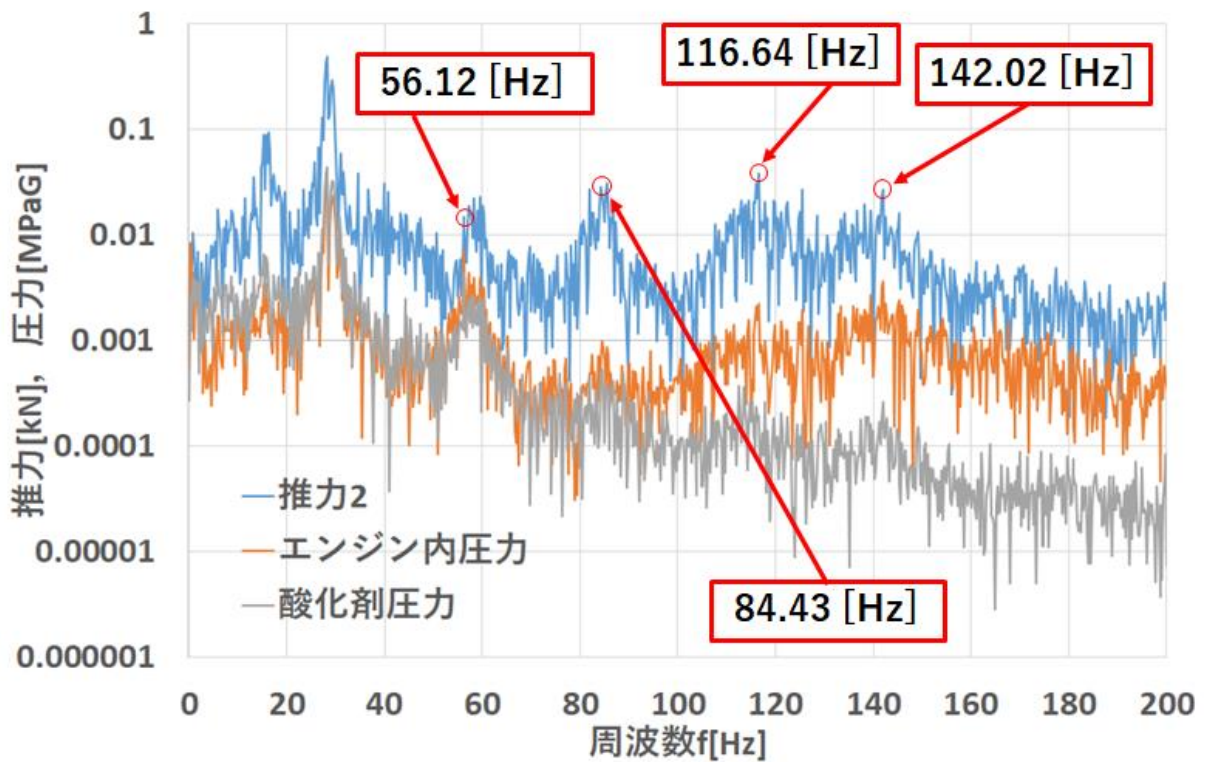


図5 2021年11月14日のフーリエ変換結果
(プリチャンバ有)

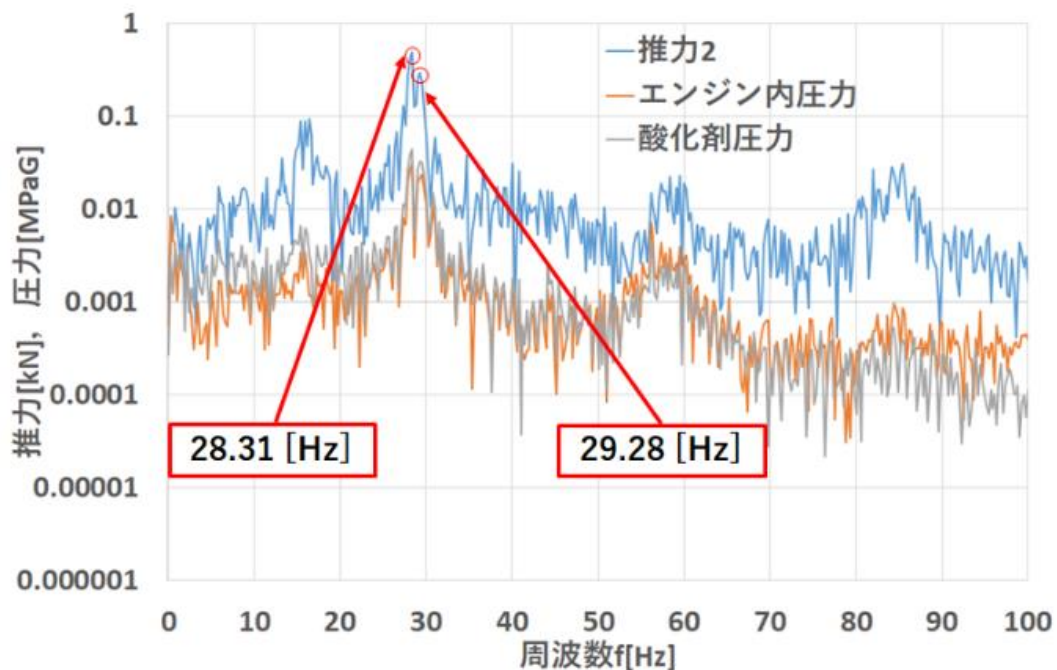


図6 2021年11月14日のフーリエ変換結果 (0~100 Hz拡大)
(プリチャンバ有)

以上の結果から、プリチャンバありエンジンのみ30 Hz付近、それ以外は約35~40 Hzに周波数ピークがあることが分かった。この燃焼振動の原因は分析できていないが、今後分析するための基礎データは得られた。より高周波まで分析したところ、約50~56, 84~88, 114~117, 142~150 Hzなどにも周波数ピークがあることがわかった。

4. プリチャンバの効果

亜酸化窒素の自己発熱分解反応対策、インジェクターの損傷対策、比推力効率の向上を目的とし、従来の外ねじ式エンジンのインジェクター側に100mmのプリチャンバを設けた外ねじ式プリチャンバありエンジンの開発を行った。図7に外ねじ式プリチャンバなしエンジンを、図8に外ねじ式プリチャンバありエンジンを示す。

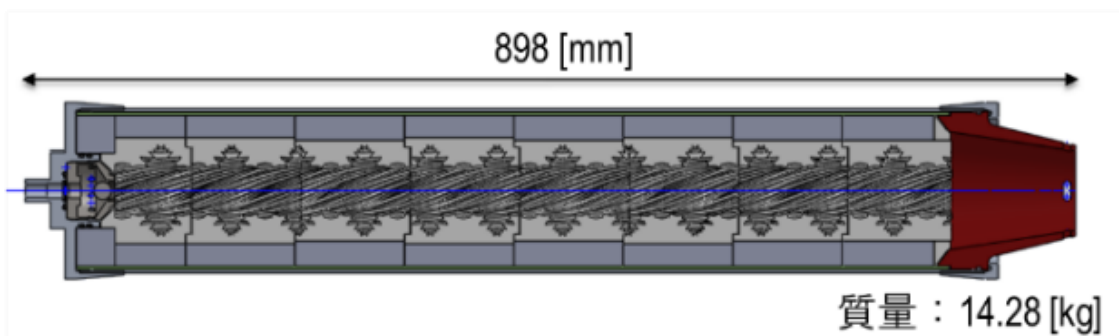


図7 外ねじ式プリチャンバなしエンジン

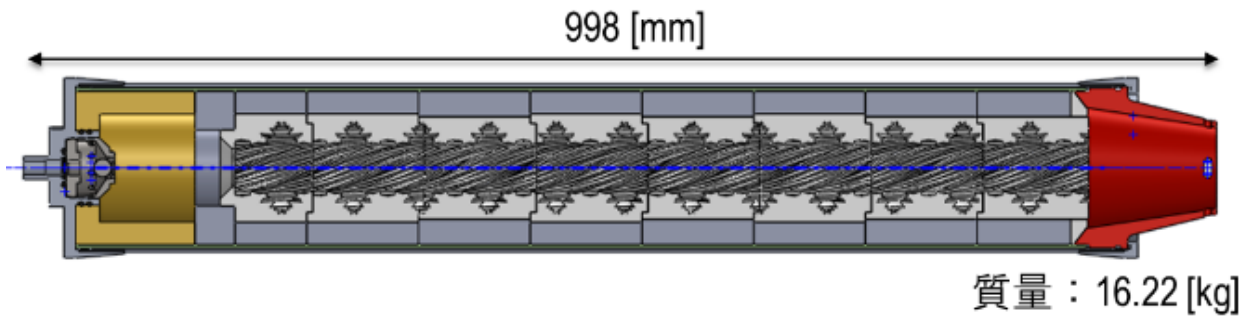


図8 外ねじ式プリチャンバありエンジン

図7, 8のエンジンの燃焼試験結果を表1に示す. プリチャンバの有無はあまり結果に影響しなかった. しかし, 図9のようにインジェクターの損傷はプリチャンバありのもののほうが圧倒的に少なかった.

表1 2021年度燃焼試験結果

	7/24 プリチャンバ無 ^[2]	11/14 プリチャンバ有	12/11 プリチャンバ有
比推力[s]	189.5	183.6	172.6
I_t [kNs]	56.0	54.2	49.3

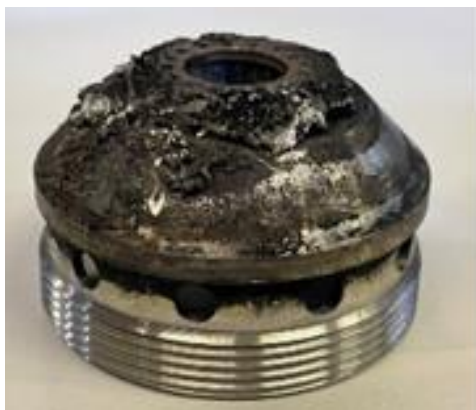


図9 エンジンインジェクター
(左：プリチャンバなし, 右：プリチャンバあり)

5. まとめ

計測異常改善のために, 様々な対策を行ったが改善には至らなかったが, 計測機器類を試験実施場所から40m離れたコンテナ内に移動させた結果, 異常なく計測が行えた. 外ねじ式プリチャンバありエンジンは, 推力や比推力, トータルインパルスは同型プリチャンバなしエンジンと大きな差は出なかったが, インジェクターの損傷は抑えることができた. また, 燃焼振動の解析を行った結果30~40 Hzの間に特徴的なピークがあることが分かった.

参考文献

- [1] 崎山・檜山, 溶接式モーターケースの開発, 2021年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2021-010, 2021年
- [2] 杉本・吉野, 外ねじ式ハイブリッドロケットエンジの開発, 2021年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2021-007, 2021年
- [3] 欧・我那覇, ハイブリッドロケットの音響振動にさらされる計測器の不具合, 宇宙構造・材料シ

ンポジウム, A09, 2021年