



Title	Mechanisms of Graphite Nozzle Erosion in Hybrid Rockets [an abstract of dissertation and a summary of dissertation review]
Author(s)	KAMPS, Landon Thomas
Citation	北海道大学. 博士(工学) 甲第13787号
Issue Date	2019-09-25
Doc URL	http://hdl.handle.net/2115/75904
Rights(URL)	https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/
Type	theses (doctoral - abstract and summary of review)
Additional Information	There are other files related to this item in HUSCAP. Check the above URL.
File Information	KAMPS_Landon_Thomas_review.pdf (審査の要旨)



[Instructions for use](#)

学位論文審査の要旨

博士の専攻分野の名称 博士 (工学) 氏名 KAMPS Landon Thomas

審査担当者 主査教授 永田 晴紀
副査教授 藤田 修
副査教授 大島 伸行
副査准教授 橋本 望

学位論文題名

Mechanisms of Graphite Nozzle Erosion in Hybrid Rockets
(ハイブリッドロケットにおける黒鉛ノズル浸食機構の解明)

異なる相の組合せ (例えば、液体 + 固体) を推進剤とするハイブリッドロケットは、安全管理が容易なため製造、貯蔵、および運用に要する費用を削減出来る等の利点から、多くの企業や研究機関で注目されて来た。ロケットノズルは推進剤ガスを自らの膨張仕事で加速し、超音速の噴流を生成する重要な役割を担っており、適切に設計することが重要である。ハイブリッドロケットではノズルの冷却剤として流用可能な液体燃料を搭載しないことから、固体ロケットと同様、グラファイトやCC複合材等、炭素系材料を用いた無冷却式のノズルを採用するのが一般的である。炭素系ノズルは燃焼ガス中に含まれる酸化化学種との反応により時間と共に浸食するが、ハイブリッドロケットは固体ロケットに比較して燃焼ガスにより多くの酸化化学種を含むため、固体ロケットの数倍の速度で浸食が進むと言われている。ノズル浸食は重要な課題として認識されているものの、ハイブリッドロケット特有のデータ取得の困難さから、その実験的研究はほとんど進んでいなかった。

本研究は、スケール比で10倍、推力比で1000倍という広範囲に渡ってハイブリッドロケットの地上燃焼実験データを蓄積し、ノズル浸食再現法という独創的な手法を用いて燃焼履歴とノズルスロート面積履歴を同時に算出して解析することで、ノズル浸食の機構を実験的に解明することに世界で初めて成功した。実験データの実証的分析により、ノズル表面と燃焼ガスとの不均一反応や乱流境界層内の化学種の輸送により律速されるノズル浸食速度を予測する式を構築した。論文は以下に説明する7章で構成されている。

第1章および第2章では、一般的なハイブリッドロケットの燃焼室およびノズルにおける熱反応流れ場を示し、その流れ場がどのようにノズル浸食と関連するのかを説明している。燃料と酸化剤の比率がやや酸化剤過剰の条件でノズル浸食速度が最大になることや、当量比の増大に従ってノズル浸食速度はゼロに向かって減少すること等が示され、続いて、アレニウス式を参考にした浸食速度式が導入される。この式はノズル表面温度への指数関数的依存性を含むと同時に、燃焼ガスの組成と乱流物質輸送からノズル表面における酸化化学種の濃度をモデル化している。これにより、各酸化化学種の濃度をO/F(酸化剤と燃料の比)の関数として統一的に扱い、ノズル浸食速度を1つの式で表現することが可能となった。

第3章ではノズル浸食再現法の原理を説明している。再現法を用いて燃焼実験データを解析することにより、第2章で導出した浸食速度予測式に必要な入力値を得ることが出来る。

第4章ではデータ取得に使用した実験装置の詳細を説明している。これまで燃焼実験が行われた

4種類のマータとそれぞれのデータ取得系を紹介すると共に、各取得データの精度およびそれらのデータにより算出される各値の精度を評価する方法を説明している。

第5章では実験により取得された結果を示し、第2章で導出された浸食速度予測式に含まれる実験定数を導出している。各ノズルスロット面積履歴から、ノズル浸食が開始した瞬間を特定し、その時の燃焼室圧力、O/F、およびノズル表面温度の関数である「浸食開始特性値」を導出することにより、上記浸食速度予測式に含まれる実験定数のいくつかを同定する。ここで同定できなかった実験定数は浸食速度の実測値に最小二乗法を適用することで同定している。

第6章では、得られた結果がハイブリッドロケットの設計全体に与える影響を定量的に考察している。更に、液体酸化剤でグラファイトノズルを冷却することによりノズル浸食を抑制する手法を提案し、その効果を検討している。

第7章は結論であり、本研究により得られた成果および知見を簡潔に纏めている。

これを要するに、本研究は、ハイブリッドロケットにおいてノズル浸食履歴データを算出する画期的な手法を構築し、幅広い条件でのノズル浸食データを蓄積して解析することにより、ノズル浸食の機構を実験的に解明することに世界で初めて成功したものである。これは熱化学浸食を伴うノズル材料を使用する全てのロケット開発に貢献する先駆的かつ重要な成果であり、宇宙推進工学の分野に貢献するところが大なるものである。よって著者は、北海道大学博士(工学)の学位を授与される資格が有るものと認める。