

学位論文題名

水を推進剤とした太陽熱スラスタの熱設計手法の確立
およびラバールノズル内超音速流れに伴う伝熱が
推力および比推力に与える影響

学位論文内容の要旨

本論文は下記の2部構成となっている。

第1部 水を推進剤とする太陽熱推進スラスタの熱設計

第2部 ラバールノズルの超音速域における伝熱が推力・比推力に与える影響

第1部 水を推進剤とする太陽熱推進スラスタの熱設計

太陽熱推進システムは、特に超小型衛星にとって魅力的な推進システムである。推進剤に火工品を必要としないため、ピギーバック方式で打ち上げられる衛星に搭載できる。さらに、一液式の推進システムであるため構造が簡素である。太陽熱スラスタの熱設計手法は、まだ確立されていない。実際に地上試験を行う前に、スラスタの温度分布、推力、比推力といった値を見積もることができれば、初期設計の低コスト化、開発時間の短縮が可能となる。安全・安価でかつ常温で液体貯蔵が可能な水を推進剤とし、太陽熱推進スラスタの熱移動の様相を明らかにした後、熱設計手法を確立する。

水を推進剤とした加熱噴射実験を行った(第2章)。実験に用いた太陽熱スラスタはアルミ合金製であり、受熱部としてキャビティを持つ。供給する熱量を制御するために電気加熱ヒーターを導入し、キャビティに挿入した。実験パラメータはヒーター出力と水の体積流量である。流量1 CCM、ヒーター出力が46 Wの条件ではスラスタ内で推進剤が完全に相変化せず、スラスタ各部の温度が安定しない。流量1 CCMでヒーター出力48 W、50 W、および流量0.7 CCMでヒーター出力40 Wの条件で加熱噴射実験を行い、安定した噴射を実現した。ヒーター出力が50 W、質量流量が1 CCMにおける温度、圧力から予想される推力および比推力は21 mN、120 sである。

実験結果をもとに、太陽熱推進スラスタ内部の流れ、およびスラスタ部材の温度分布を把握することを目的として、スラスタの流れ・熱解析手法を確立した(第3章)。この解析手法は1次元定常流プログラムとPro/Mechanicaによる温度解析からなる。流れ解析では、液相・二相流・気相のそれぞれに対してモデル化を行った。作成した熱解析手法を実験結果に適用し、両者を比較した。実験から想定される沸騰区間や、スラスタ表面の温度分布について、実験結果と解析結果は定性的に良い一致を示し、解析手法の妥当性が確認された。スラスタを飽和温度よりも高温に維持した場合、液相から気相への相変化は推進剤供給パイプ内で生じ、キャビティに供給された熱は上流である推進剤供給パイプへと流れていることが示された。スラスタの流れ・熱解析手法に加えて、集光鏡とキャビティにおける熱バランス、推力や比推力を決定するための軌道解析、スラスタ表面からの放射損失の検討を

行い、スラスタの流れ・熱解析手法と組み合わせることで熱設計手法を構築した(第4章)。

熱設計手法を用いて、太陽熱推進スラスタの熱設計を実際に行った(第5章)。スラスタ部材を耐熱鋼 SUH310、集光鏡の反射率を 0.8、水の質量流量を 1 g/min として、目標となる比推力を 200 s と設定した。キャビティ径を拡大した他は、実験に用いたスラスタと同じ形状とした。スラスタの表面温度が 1,000 K 近くに上昇することから、ステンレス箔による多層断熱剤による放射損失の低減を想定した。熱設計の結果、推力 30 mN、比推力 200 s を達成した。スラスタの温度は設定した耐熱温度である 1173 K を下回り、SUH310 によって十分耐えうる温度であることを確認した。集光鏡の直径は 383 mm であり、H2A で打ち上げられるピギーバック衛星に十分搭載可能である。集光鏡が得る太陽光エネルギーのうち、43.6% が推進剤へと移動する結果が得られた。この割合は太陽電池の発電効率を上回っており、太陽熱推進システムと同様の推進システムであるレジストジェットよりも高いエネルギー利用効率が示された。キャビティからの放射損失が集光鏡が得る太陽光エネルギーの 29.9% を占めていることから、キャビティの放射率を上げるなどして放射損失を低減させることで、さらなる熱効率の上昇が期待される。

第2部 ラバールノズルの超音速域における伝熱が推力・比推力に与える影響

第2部では、ラバールノズルにおける伝熱の影響を数値解析を用いて明らかにした。伝熱を考慮するに至った動機には2つある。1つめは、太陽熱スラスタの加熱噴射実験から、ノズルにおいて推進剤への大きな熱移動が示唆されたことである。この熱移動はノズルでの膨張途中に水蒸気が凝縮し、潜熱が放出されたためと考えられる。2つめは、衛星の小型化に伴う推進システムの小型化によって、末広部での対流熱伝達による伝熱量が、推進剤の総エンタルピーに対し無視できない割合になることが考えられることである。この伝熱の影響の把握は、太陽熱推進システムのみならず、他の推進システムでも重要である。伝熱の影響を明らかにすることで、超音速流れの加熱を利用した推力と比推力の向上を図ることができる。また、伝熱の悪影響を排除する設計にも役立つ。

伝熱を考慮する区間は超音速域となる末広部のみとし、2種類の伝熱プロファイルを設定した(第2章)。一つ目はノズル内の任意の一点で伝熱が生じる場合(Pulsed heat transfer, PHT)で、二つ目はノズル内で任意の分布を持った伝熱が生じる場合(Distributed heat transfer, DHT)である。PHTは潜熱の放出に相当し、DHTは対流熱伝達に相当する伝熱プロファイルである。境界条件として膨張比あるいは開口比を与えた。伝熱の影響を一般化するために、よどみ点温度、よどみ点圧力、開口比、排気速度、ノズル出口の静圧を等エンタルピー膨張時の値を用いて無次元化した。末広部の形状は円錐ノズルとし、開口比の範囲は4~400、膨張比の範囲は30~16,000、比熱比の範囲は1.2~1.4とした。この開口比と膨張比は、等エンタルピー膨張かつ比熱比が1.3の時に互に対応する。

始めに、PHTおよびDHTにおいて伝熱による影響を明らかにした(第3章)。PHTにおいては、開口比、膨張比いずれを固定する場合でも、ノズル出口付近の加熱によって排気速度が低下する。円錐ノズルを仮定し、スロートを0、ノズル出口を1とする無次元座標系において排気速度が向上する領域を明らかにした。DHTの結果をPHTの結果と関連づけるために、伝熱プロファイルの積分値を利用した等価な伝熱点を定義した。この等価な伝熱点を用いてDHTの計算結果を整理したところ、排気速度、出口径、出口圧力の変化はPHTの結果と良い一致を示した。伝熱プロファイルと伝熱量が分かれば、PHTあるいはDHTの計算結果をもとに伝熱の影響を予測できる。続いて、DHTの具体例として推進剤を窒素とし、対流熱伝達による伝熱の影響を明らかにした(第4章)。スロート径を1 mmとして、末広部長さおよび膨張比をパラメータとし、流れが加熱される条件での推力や比推力の増加量を明らかにした。

学位論文審査の要旨

主 査 准教授 戸 谷 剛
副 査 教 授 永 田 晴 紀
副 査 教 授 藤 田 修
副 査 教 授 大 島 伸 行

学位論文題名

水を推進剤とした太陽熱スラスタの熱設計手法の確立 およびラバールノズル内超音速流れに伴う伝熱が 推力および比推力に与える影響

太陽熱推進スラスタは、推進剤を太陽光で加熱し、蒸発させ、ノズルより噴出させる事により、推力を得る推進システムである。これまで、推進剤に水素を用いた太陽熱スラスタの研究は行われてきたが、燃焼を伴う推進剤を搭載する事が難しい超小型衛星用の推進システムとして、水を推進剤とする太陽熱スラスタの研究は行われておらず、熱設計手法が確立していない。超小型衛星の場合、推進システムも小型となり、推進剤の体積に比べてノズル壁面の表面積の割合が大きくなり、ノズルでの伝熱が推力・比推力に及ぼす影響を無視できない可能性がある。断面積変化のない管内を流れる超音速流に伝熱が伴う場合と断熱条件で断面積変化を伴う超音速流の場合については、教科書に記載があるぐらい超音速流の挙動は良く知られているが、断面積変化と伝熱を伴う超音速流の挙動については、ロケットなどの大型の宇宙システムの場合ほぼ伝熱が無視できる事から、詳しく調べられていない。

本論文は下記の2部構成となっている。

第1部 水を推進剤とする太陽熱推進スラスタの熱設計手法の確立

第2部 ラバールノズルの超音速域における伝熱が推力・比推力に与える影響

第1部 水を推進剤とする太陽熱推進スラスタの熱設計手法の確立では、第1章で、太陽熱推進システムについての特徴、利点、課題、研究開発動向、太陽熱推進システムの超小型衛星への搭載について記述されている。第2章では、アルミ合金製太陽熱スラスタを使用して、水を推進剤とした行った加熱噴射実験と実験結果および考察について書かれている。第3章では、太陽熱スラスタ内部の流れおよびスラスタ部材の温度分布を把握する解析手法と解析結果および考察について記述されている。第4章で、太陽熱スラスタの熱設計手法が構築され、第5章で熱設計結果が述べられている。第6章で第1部で得られた結論が書かれている。

第1部の研究成果として、以下の内容が得られている。第2章で、流量 1.0 CCM, ヒーター出力 48 W, 50 W の条件で定常噴射を達成し、ヒーター出力が 50 W, 質量流量が 1 CCM における温度、圧力から予想される推力および比推力が 21 mN, 120 s であることが分かった。ヒーター出力 48 W, 流量 1.0 CCM の条件では、推進剤の獲得した熱量は、ノズルから推進剤へ対流熱伝達では説明できず、推進剤の質量流量の 4 パーセントが凝縮すると仮定すると、潜熱の放出量は伝熱量とほぼ等しくなることから、推進剤の凝縮が原因であることが分かった。第3章では、作成した熱解析手法を実験結果に適用し得られた解析結果を実験結果と比較し、実験から想定される沸騰区間や、スラスタ表面の温度分布について、実験結果と解析結果は定性的に良い一致を示すことが分かった。解析結果から、ヒーター出力が 50 W, 体積流量が 1 CCM の実験では、46.4 W の熱が推進剤へ移動し、比推力は 122 s, 推力は 20.9 mN となり、実験結果と良い一致を示すことが分かった。第4章では、スラスタ部材の温度および流路の流れ解析手法、集光鏡-キャビティ系の熱バランス、水の加熱量と推力・比推力の関係を用いた設計手法を構築し、太陽熱スラスタの概念設計段階の熱設計を行うことが可能となった。第5章では、第4章で構築した熱解析手法を用い、スラスタ部材に耐熱鋼 SUH310 (25Cr-20Ni) を用い、推進剤を水として、質量流量 1 g/min において、比推力 202 s, 推力 33 mN となる太陽熱スラスタを設計した。集光鏡が受ける太陽光エネルギーのうち、推進剤へ供給されたのは 43.6 パーセントになり、太陽電池の変換効率よりも高いことが分かった。

第2部では、第1章で、第1部で確認されたノズルの超音速領域での推進剤への伝熱に注目して研究することが述べられ、第2章で計算手法および2種類の仮想的な伝熱プロファイルについて説明されている。第3章では、各伝熱プロファイルについての計算結果が示され、第4章で対流熱伝達による推力、比推力に及ぼす影響が述べられており、第5章で結論がまとめられている。

第2部の研究成果として、以下の内容が得られている。第3章で、ノズル内の任意の一点で伝熱が生じる場合 (Pulsed heat transfer, PHT, 潜熱の放出に相当する)、開口比、膨張比いずれを固定する場合でも、ノズル出口付近の加熱によって排気速度が低下する。円錐ノズルを仮定し、スロートを 0, ノズル出口を 1 とする無次元座標系において排気速度が向上する領域が存在することを明らかにした。ノズル内で任意の分布を持った伝熱が生じる場合 (Distributed heat transfer, DHT, 対流熱伝達に相当する伝熱プロファイル)、伝熱プロファイルの積分値を利用した等価な伝熱点を用いると、排気速度、出口径、出口圧力の変化は PHT の結果と良い一致を示すことが分かった。伝熱プロファイルと伝熱量が分かれば、PHT の計算結果をもとに伝熱の影響を予測できることを示した。第4章では、DHT の具体例として推進剤を窒素とし、対流熱伝達による伝熱の影響を調べ、小型のノズルであれば対流熱伝達の影響が増大することが分かった。

以上のように、著者は、これまで確立されていなかった水を推進剤とする太陽熱推進スラスタの熱設計手法を確立し、またこれまで不明であったラバールノズルの超音速域における伝熱の推力・比推力に与える影響を明らかにした。これらは知見は、宇宙工学、特に超小型衛星の推進システムの設計に大きく貢献する。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あるものと認める。