

3A12 高エネルギーイオン液体を用いたスラスタ内部の 噴霧燃焼中の滞留時間に関する理論解析的評価

○井出雄一郎（名古屋大学），徳留真一郎（総合研究大学院大学/宇宙航空研究開発機構），
羽生宏人（宇宙航空研究開発機構）

A theoretical estimation for the residence time of spray combustion in thruster with energetic ionic liquids
Yuichiro Ide (Nagoya University) and Shinichiro Tokudome (SOKENDAI/JAXA), Hiroto Habu (JAXA)

Key Words : ionic liquid, spray combustion, residence time

Abstract

In this study, we focused on ammonium dinitramide-based energetic ionic liquid, as a low-toxicity, easy-to-handle, high-density specific impulse monopropellant to replace hydrazine. To assess the feasibility of developing a thruster using spray due to the highly viscosity, we theoretically analyzed the residence time inside the combustion chamber by dividing the atomization, heat and combustion processes. According to the results, it has been evaluated that the residence time is within the typical range in an injector with a thrust of 1N and a flow coefficient of 0.81 or higher. In the design of the injector, it is considered effective to set the thrust to less than 1N per an injection element, considering the residence time, and to determine the necessary number of injection elements for a target thrust.

1. はじめに

人工衛星や探査機等の宇宙機に軌道・姿勢制御用として使用される化学推進器（スラスタ）の推進剤には，従来より毒性や発がん性の高いヒドラジンが用いられている．従って，ヒドラジンの充填時には防護服の着用が必須となるため，運用コストの削減の観点でより低毒性で取り扱い易い推進剤が求められている⁽¹⁾．高エネルギー酸化剤であるアンモニウムジニトラミド（ADN）やヒドロキシルアンモニウムナイトレート（HAN）を基材とした水溶液は，ヒドラジンに替わる高比推力な低毒性推進剤として研究開発されている^{(2),(3)}．これを溶媒フリーで更に高密度化させた高エネルギーイオン液体推進剤（EILPs）がJAXAを中心とした研究グループにて研究開発されている⁽⁴⁾．本推進剤はADN/硝酸モノメチルアミン（MMAN）/尿素（urea）の固体粉末を混合することにより常温で液化し生成される．密度と理論比推力はそれぞれヒドラジンの約1.5倍と約1.2倍である⁽⁵⁾．

著者らは，ADN/MMAN/urea系高エネルギーイオン液体推進剤（AMU）のストランド燃焼試験を行い，AMUが通常の液体燃料のような蒸発に伴う燃焼ではなく，液体の熱分解に伴う予混合ガスの生成により燃焼していることを示唆した⁽⁶⁾．

スラスタの研究開発に関しては，松本ら⁽⁷⁾はAMUをΦ2mmの先細ノズルで噴射させ，グロープラグにより5 sの連続燃焼試験を成功している．また，大森ら⁽⁸⁾はADN系EILPsとしてADN/ヒドロキシルエチル

ヒドラジニウム硝酸塩の混合系（ADN/HEHN）に直接電圧を印加し，電解・着火させる着火手法を用いており，電圧印加型燃焼器にて火炎の発生を確認している．

本研究では，微粒化による燃焼効率の向上を目指し，AMUの噴霧燃焼でのスラスタ開発の実現性を初期検討するため，燃焼室内の滞留時間を理論解析的に評価することを目的とした．

2. スラスタ燃焼器内の滞留時間の評価手法

AMUを用いたスラスタにおいて燃焼器内の滞留時間を評価するため，燃焼器内の燃焼形態をモデル化する．図1にスラスタ燃焼器内部における燃焼形態のモデルを示す．AMUの燃焼過程の結果⁽⁶⁾に基づいて，定常燃焼時のスラスタ燃焼形態を次のように仮定する．燃焼器内における燃焼過程は，微粒化，昇温，気相燃焼の3つに分けられ，これらの過程が流れに従って段階的に起こるものとする．これら過程ごとに滞留時間を評価し，その総和でスラスタ燃焼器内の滞留時間を評価する．AMUの組成比はADN/MMAN/urea=40/40/20 wt. %とし，スラスタの燃焼圧は1MPaとする．また，微粒化については渦巻き噴射弁やファンスプレーノズルなどを用いて起こる液膜の微粒化により，液膜が液糸に，液糸が液滴に分裂すると仮定した（N. Dombrowski と W. R. Johnsが提唱した液膜の分裂モデル⁽⁹⁾）．

また，図2は燃焼器内の昇温領域における一区間の拡

大模式図を示しており、液滴の分裂モデルを仮定した。昇温過程においては、液滴の表面が周囲の高温ガスによって加熱されることで、液滴の内部に熱分解や硝酸アンモニウム（AN）の解離反応によるガスが生成し、液滴は膨張、分裂、昇温を繰り返すとする（液滴の分裂モデル）。また、滞留時間の評価で一般性を保持するため、点火方法や保炎方法などは限定しない。

昇温過程については、井上ら⁽¹⁰⁾⁻⁽¹³⁾によって解明された線香花火における火花破裂機構のアナロジーによりモデル化を行った。井上らの先行研究によれば、線香花火の液滴（火花）が分裂と飛翔を繰り返す様子が確認され、線香花火について3つの機構が分かっている。線香花火によって生成される火球（mother fireball）はカリウム化合物と炭素を成分に持ち、火球表面の気泡が破裂することで高温の液滴（火花）が放出される（火花発生機構）。そして、液滴内部でカリウム化合物の吸熱分解反応が生じてガスが発生し、膨張および破裂する（火花破裂機構）。線香花火では、火花の表面において炭素と酸素の発熱反応が起こることで火花を温度上昇させている。一方、AMUのスラスタ燃焼モデルでは周囲の高温ガスによって液滴を温度上昇させる点で入熱の要因が異なるが、液滴の表面近傍でAMUや液相ANの吸熱分解反応が起こると推察されるため、火花破裂機構と同様な液滴破裂機構が起こると考えられる。なお、線香花火の火花とAMUにおける液滴のアナロジーは次の3つである。

- 火花の表面における発熱反応と高温ガスによるAMU液滴の表面の加熱が類似している。
- 線香花火におけるカリウム化合物の吸熱分解反応とAMUや液相ANの吸熱分解反応が類似している。
- 火球は炭酸カリウムや硫酸カリウムなどの塩を含む液体であり、AMUもADNやMMANといった塩を含む液体である。

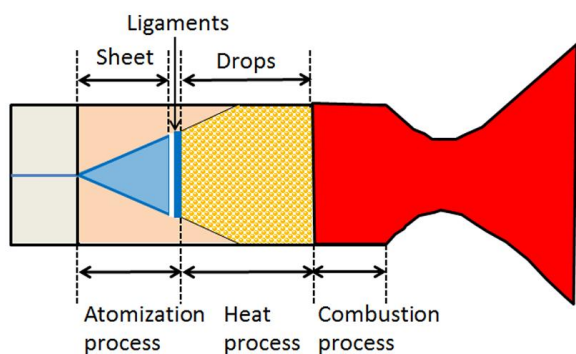


図1 スラスタ燃焼モデル

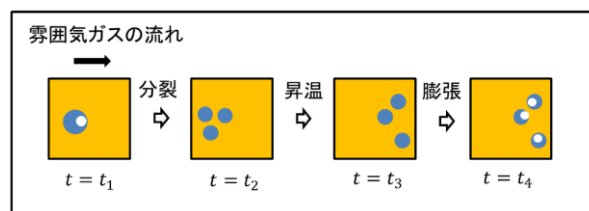


図2 昇温過程における液滴の分裂モデル

3. 気相燃焼に関する滞留時間

スラスタ燃焼モデル（図1）における気相燃焼に関する滞留時間 $t_{s,G}$ を推算する。筆者らのAMUを用いたストランド燃焼試験の既往結果⁽¹⁴⁾を踏まえ、燃焼表面から生成される予混合ガスが火炎温度に達するまでの時間により滞留時間 $t_{s,G}$ を評価する。ADN/MMAN/urea=40/40/20 wt.%の組成比で雰囲気気圧1.2 MPaでのストランド燃焼試験で得られた温度分布の結果⁽¹⁴⁾より、燃焼表面から2段階目の火炎温度に達するまでの距離は $\Delta x_G = 0.35 \text{ mm}$ である。ここで燃焼表面が静止する実験室系においてストランド燃焼は定常状態となる。この時、気相燃焼に関する滞留時間 $t_{s,G}$ は Δx_G を用いて(1)式で示される。なお、 v_G は実験室系に対する燃焼ガス速度である。

$$t_{s,G} = \frac{\Delta x_G}{v_G} \quad (1)$$

また、質量保存則により(2)式が成立する。なお、 $r_b = 5.66 \text{ mm/s}$ は燃料後退速度、 $\rho_L = 1.49 \text{ g/cm}^3$ はAMUの密度、 $\rho_G = 1.49 \text{ kg/m}^3$ は化学平衡計算ソフトNASA-CEAで求めた燃焼ガスの密度である。

$$\rho_L r_b = \rho_G v_G \quad (2)$$

(1)、(2)式より気相燃焼に関する滞留時間は $t_{s,G} = 0.06 \text{ ms}$ となる。また、保炎や乱流を考慮していないため、実際には対流熱による影響で更になくなるかと推察されるが、参考値として有効な値である。

4. 微粒化に関する滞留時間

微粒化に関する滞留時間 $t_{s,A}$ を推算する。燃焼器内部における微粒化の模式図を図3に示す。AMUの微粒化方法は渦巻き噴射弁やファンスプレーノズル等を用いた液膜の微粒化とした。AMUは水の100倍程度の高い粘性を持っており、微粒化への影響が懸念される。高粘性の影響も考慮した液膜の微粒化について、P.K. Senecalら⁽¹⁵⁾は液膜の分裂距離や液滴径等を理論的に解析しており、実験との比較で非常に良い一致を示している。そこで、P.K. Senecalらの液膜の線形安定性解析により導出した表式を基にAMUにおける液膜と液糸の分裂時間 τ_{sh}, τ_{li} を評価する。P.K. Senecalらと同様に、図3ではインジェクタから噴出された液膜はN. DombrowskiとW. R. Johnsが提唱した分裂過程に従い、液膜から液糸、液糸が

ら液滴に分裂すると仮定した．液膜が液滴へ分裂するまでの時間 $t_{s,A}$ は，これら分裂時間の和である(3)式で求まる．

$$t_{s,A} = \tau_{sh} + \tau_{Li} \quad (3)$$

次に計算条件に付いて述べる．表1に計算条件を示す．スラスタの燃焼室圧力 P_c は1 MPa，推力 F は1, 3, 10 Nとした．また，インジェクタの圧力損失（噴射圧）は，燃焼振動の安定性を保持するため，一般に燃焼室圧力の10～30%に設定することから，中間値の20%（0.2MPa）に設定した．なお，燃焼ガス密度と理論比推力は，NASA-CEA⁽¹⁶⁾より燃焼圧力1MPa，ノズル開口比50，準一次元断熱凍結流の計算条件で算出した．また，ADN系イオン液体の物性値は表2に示す．

次に計算手法について述べる．インジェクタより噴出される液膜の排出速度，質量流量，膜厚は次の通りに算出される．液膜の排出速度 V は流量係数 C_V を用いて(4)式で表される．

$$V = C_V \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho_L}} \quad (4)$$

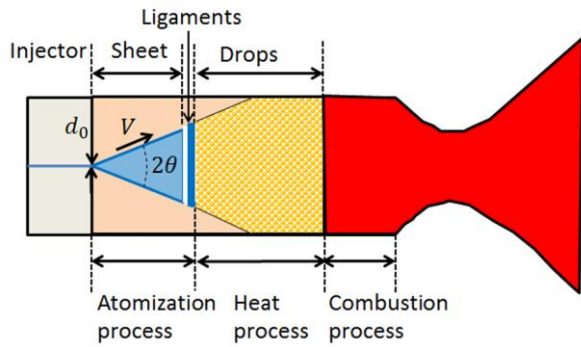


図3 燃焼器内部における微粒化の模式図

表1 計算条件

組成比	ADN/MMAN/urea [wt.%]	40/40/20
推力	F [N]	1, 3, 10
燃焼室圧力	P_c [MPa]	1
インジェクタ入口径	d_0 [mm]	1
噴射圧	ΔP [MPa]	0.2
噴射角	2θ [°]	40, 60, 80
流量係数	C_V [-]	0 - 1
燃焼ガス密度	ρ_G [kg/m ³]	1.49
理論比推力	I_{sp} [s]	250

表2 AMUの物性値

組成比	ADN/MMAN/urea [wt.%]	40/40/20
密度	ρ_L (20°C) [g/cm ³]	1.49
粘度	μ_L (20°C) [mPa·s]	91
熱伝導率	λ (22°C) [W/m K]	0.400
比熱	C_p (22°C) [J/kg K]	2050
熱拡散率	α [m ² /s]	1.31×10^7
表面張力	σ (22°C) [N/m]	0.083

時刻 t における液膜厚さ $2h$ は，液膜の排出速度 V や噴射角 2θ を一定とすると，質量保存則により(5)式から求まる．（ $2h \ll d$ を用いた）

$$\dot{m} = 2\pi\rho_L u h d \quad (5)$$

ここで，質量流量は $\dot{m} = F/I_{sp}g$ から求まる． g は重力加速度である．また，液膜の軸方向速度は $u = V\cos\theta$ ，液膜の外直径は $d = ut \tan\theta$ である．よって，(5)式より h は(6)式で表される． J は(6)式で定まる定数である．

$$h = \frac{J}{t} = \frac{\dot{m}}{\pi\rho_L V^2 \sin 2\theta t} \quad (6)$$

分裂直前の液膜の厚さ h_b は液膜の分裂時間 $t = \tau_{sh}$ で求まる．また，雰囲気ガスの密度はAMUの燃焼ガス密度 ρ_G とする．

次に，P.K. Senecalらの液膜における線形安定性解析の結果に基づき，液膜と液糸の分裂時間，液糸と液滴の直径を算出する．P.K. Senecalらの研究によれば，ウェーバー数について $We_G = \rho_G V^2 h / \sigma \ll 27/16$ が成立するときは，粘性と非粘性における分散関係は比較的同じであり，粘性の影響が低いことが分かっている．図4に流量係数に対するウェーバー数の影響を示す．推力は最もウェーバー数が大きくなる計算条件 $F=10$ Nとした．図4より $We_G \ll 27/16$ が成立しているため，以降は非粘性流体における表式を示す．

短波長の波による液膜の分裂時間 τ_{sh} は次式の通り．

$$\tau_{sh} = \frac{18\sqrt{3}\sigma}{\rho_G U^3 \sqrt{Q}} \quad (7)$$

なお， $Q = \rho_G / \rho_L$ は周囲ガスとAMUの密度比である．

長波長の波による液膜の分裂時間 τ_{sh} は次式の通り．

$$\tau_{sh} = 10.9 \left(\frac{J\sigma}{Q^2 V^4 \rho_L} \right)^{1/3} \quad (8)$$

短波長の波による液糸の直径 d_{Li} は次式の通り．

$$d_{Li} = \sqrt{\frac{24h_b\sigma}{\rho_G U^2}} \quad (9)$$

長波長の波による液糸の直径 d_{Li} は次式の通り．

$$d_{Li} = \sqrt{\frac{16h_b\sigma}{\rho_G U^2}} \quad (10)$$

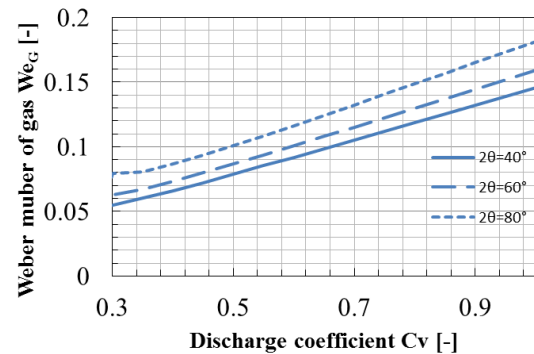


図4 流量係数と噴射角に対するウェーバー数の依存性

液糸の分裂時間 τ_{Li} は次式の通り．

$$\tau_{Li} \sim \sqrt{\frac{\rho_L d_{Li}^3}{\sigma}} + \frac{3\mu_L d_{Li}}{\sigma} \quad (11)$$

液糸から生成される液滴径 d_D は次式の通り．

$$d_D = 1.88 d_{Li} \left(1 + \frac{3\mu_L}{\sqrt{\rho_L \sigma d_{Li}}} \right)^{1/6} \quad (12)$$

5. 昇温に関する滞留時間

昇温に関する滞留時間 $t_{S,H}$ を算出するため，スラスト燃焼モデルの昇温領域において仮定した液滴の分裂モデルを用いる．図2のように，液滴の分裂モデルでは，液滴は高温の周囲ガスにより表面から加熱されて，液滴内部に熱分解による生成ガスを生じる．その後，液滴は膨張と分裂，そして昇温を繰り返す．そのため，昇温に関する滞留時間の算出には，液滴の昇温時間だけでなく，液滴の膨張や分裂の時間も評価対象となる．

前述した線香花火の研究⁽¹⁰⁾⁻⁽¹³⁾では，液滴の膨張，分裂，昇温の中で昇温の時間のみに着目し，液滴の連鎖的な分裂における昇温時間の総和を評価することで，液滴寿命や火花到達距離のオーダーを算出した．その結果が，実験結果とよく一致することから，液滴表面の発熱反応や内部における吸熱反応は，律速過程である熱拡散に比べてはるかに短いと結論付けている．従って，線香花火においては，液滴の膨張や分裂の時間は昇温時間に比べて十分短いと言える．ADN系イオン液体においてはこのような検証研究がなされていないが，線香花火とのアナログに基づき，同様に液滴の膨張や分裂の時間は昇温時間に比べて十分短いと仮定する．従って，直径 d_n の液滴の昇温時間 τ_n を熱拡散率を用いて(13)式で評価することで，1液滴の寿命が求まる．

$$\tau_n \sim \frac{d_n^2}{\alpha} \quad (13)$$

また，1液滴が平均的に m 個の同体積の液滴に連鎖的に分けられるとした場合，毎回 $\beta = m^{-1/3}$ だけ分割されるため，初期の液滴径を d_0 とすると n 回目の分裂で平均の液滴径 $\langle d_n \rangle$ は(14)式で表される．

$$\langle d_n \rangle = \beta^n d_0 \quad (14)$$

液滴径 $d_0 = d_D$ の液滴が分裂し終わるまでの時間，すなわち，昇温に関する滞留時間 $t_{S,H}$ は τ_n の総和から次式で求まる．

$$t_{S,H} = \sum_{n=0}^N \tau_n \sim \sum_{n=0}^{\infty} \frac{d_D^2 \beta^{2n}}{\alpha} = \frac{d_D^2}{\alpha} \frac{1}{1-\beta^2} \quad (15)$$

ここで， $m \geq 2$ より

$$1 < \frac{1}{1-\beta^2} \leq \frac{1}{1-2^{-2/3}} = 2.66 \quad (16)$$

(15)式は次式で表される．

$$t_{S,H} \sim \frac{d_D^2}{\alpha} \quad (17)$$

よって，昇温に関する滞留時間は，(12)式より算出した d_D を用いて(17)式より評価した．

6. 結果と考察

スラストの燃焼器内の滞留時間を求めるため，スラスト燃焼モデルを構築し，この際の微粒化，昇温，気相燃焼に関する滞留時間を求めた．これらの結果を足すことで全ての滞留時間 t_S を算出した．また，液滴径 d_D も算出した．推力1, 3, 10Nにおける滞留時間 t_S と液滴径 d_D の流量係数に対する依存性を図5～10に示す．ただし， θ に対する影響は僅かであったため， $2\theta = 60^\circ$ の時の結果のみを示す．また，短波長近似と長波長近似における値 X_{Short} , X_{Long} の平均値を相乗平均 $X_{ave} = \sqrt{X_{Short} X_{Long}}$ で評価した．

液滴の直径については，図5～7より，流量係数の増加に対して指数的に減少する傾向にある．噴射圧は0.2 MPaに設定しているため，流量係数の増加は液膜の排出速度の増加を示している．従って，液膜の排出速度が増加すると，指数的に液滴径が減少し，微粒化が促進される．また，推力の増加に対しては，液滴径は増加しており，その値は3 N以上において100 μm 以上となる．また，液滴の直径は長波長の方が，短波長の場合に比べて大きくなっている．これは液膜が波長単位で分裂することを仮定しているためである．液膜と雰囲気ガスとの相対速度により発生した液膜上の波面（擾乱）は様々な波長をもっていると考えられ，それらの振幅が成長することで液膜が分裂し，液滴径にはバラツキが生じる．長波長の波面により分裂した液糸の方が，波長が長い分，液糸の直径が大きくなり，液糸から液滴に分裂する際の液滴径にも効いてくると考えられる．

燃焼器内の滞留時間 t_S については，図8～10より，流量係数，すなわち液膜の排気速度に対して指数的に減少しているため，微粒化が促進されることが分かる．また，推力の増加に対しては，燃焼器内の滞留時間 t_S は増加している．

気相燃焼に関する滞留時間は $t_{S,G}=0.06$ msであったことから，その他の微粒化や昇温の滞留時間に比べて十分短い．図8～10によれば，滞留時間 t_S は昇温時間が律速である．従って，昇温時間は液滴径で決まるため液滴径をいかに小さくするかが重要となる．また，推力に対する依存性については，推力1Nの場合，流量係数0.81以上において滞留時間 t_S が液体推進系の一般的な滞留時間2～40 msに収まる．一方，推力3, 10 Nにおいては，算出した滞留時間は40 msを超えるため，特性長さの長いスラストになると考えられる．従って，1噴射ポート辺り1N程度が上

限であり、1N以上に推力を増やす場合は、インジェクタの噴射ポート数を増やす必要がある。又は、噴霧の流れを阻害する多孔質などを利用したヒータを用いれば、液滴がヒータ内部に補足され、速度を落とすことで、ヒータ内部を通過する間に昇温が完了する可能性がある。流量係数0.81以上のインジェクタの選定も困難であることが想定されることから、インジェクタの流量係数に合わせて1噴射ポート当たりの推力を1N未満に抑え噴射ポート数を増やすことで目標推力となるよう設定すると共に、AMUの昇温に関わる特性長さを低減するようなシステムになるように、スラスタのヒータ部分を工夫することが有効と考える。

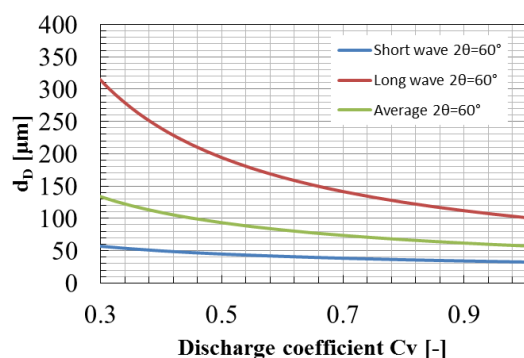


図5 液滴径の流量係数に対する依存性：推力F=1N

7. 結論

ヒドラジンに替わる低毒性で取扱性の優れた高密度比推力な一液式推進剤として高エネルギーイオン液体であるAMUに着目した。高粘性であるAMUに対し、噴霧を用いたスラスタ開発の実現可能性を初期検討するため、燃焼器内の滞留時間を理論解析的に評価した。その結果以下の結論を得た。

- (1) 推力1Nで流量係数0.81以上のインジェクタにおいて、滞留時間は一般的な値2～40 ms以内に収まると評価した。
- (2) インジェクタの設計においては、滞留時間を鑑み1噴射ポート辺り1N未満の推力に設定したうえで、目標推力に必要な噴射ポート数を設定

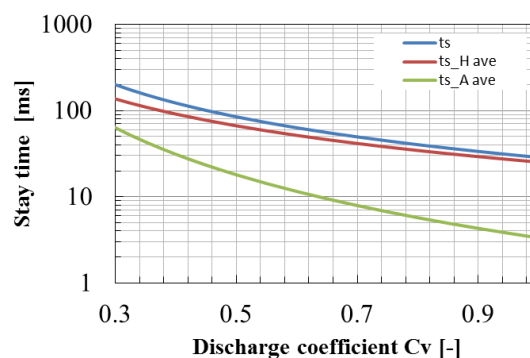


図8 滞留時間の流量係数に対する依存性：推力F=1N

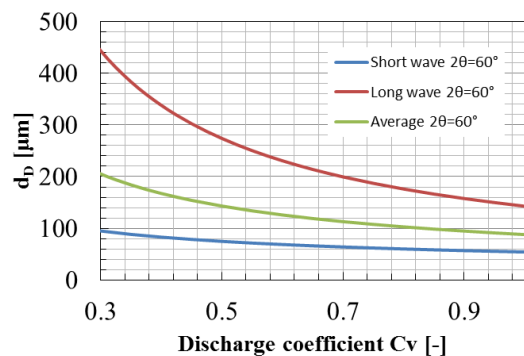


図6 液滴径の流量係数に対する依存性：推力F=3N

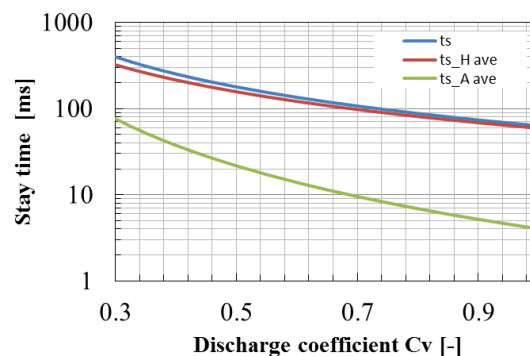


図9 滞留時間の流量係数に対する依存性：推力F=3N

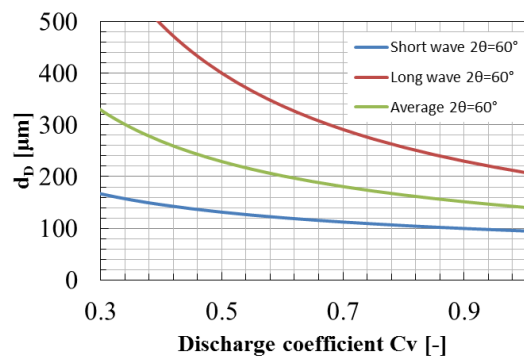


図7 液滴径の流量係数に対する依存性：推力F=10N

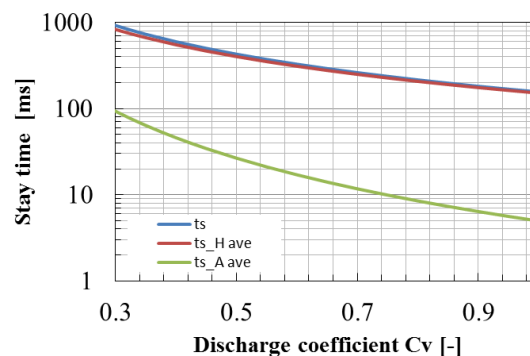


図10 滞留時間の流量係数に対する依存性：推力F=10N

すると共に、スラスト内に多孔質等の形状のヒータを設け、昇温に係る滞留時間を確保することが有効と考える。

8. 参考文献

- (1) V. Bombelli, D. Simon, T. Marée and J. L. Moerel, Economic Benefits of the Use of Non-Toxic Monopropellants for Spacecraft Applications, 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 20-23 July 2003, Huntsville, Alabama, AIAA Paper No. 2003-4783
- (2) K. Anflo and B. Crowe, In-Space Demonstration of an ADN-based Propulsion System, 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 31 July - 03 August 2011, AIAA paper No. 2011-5832
- (3) Y. Chang and K. K. Kuo, Assessment of Combustion Characteristics and Mechanism of a HAN-Based Liquid Monopropellant, 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 8-11 July 2001, Salt Lake City, UT, AIAA Paper No. 2001-3272
- (4) 松永 浩貴, 羽生 宏人, 三宅 淳巳, 高エネルギー物質を用いたイオン液体推進剤の研究, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-14-005, 2015, pp. 1-10
- (5) Y. Ide, T. Takahashi, K. Iwai, K. Nozoe, H. Habu and S. Tokudome, Potential of ADN-based ionic liquid propellant for spacecraft propulsion, Procedia Engineering, Vol. 99, 2015, pp. 332-337
- (6) Ide, Y., Izato, Y., Koshi, M., Miyake, A., Habu, H., Tokudome, S., “Combustion Wave Structure of the Ammonium Dinitramide-Based Ionic Liquid Propellant”, Propellants, Explos. Pyrotech., Vol. 48, Issue 2, e202200175, 2023.
- (7) 松本 幸太郎, 勝身 俊之, 伊東山 登, 松永 浩貴, 各務 聡, 羽生 宏人, 高エネルギーイオン液体を推進剤とした化学スラストの燃焼試験, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-24-006, 2025, pp. 7-10
- (8) 大森 稜介, 伊東山 登, 塩田 謙人, 三宅 淳巳, 伊里 友一朗, ADN系イオン液体を用いた電圧印加型燃焼器の設計指針の提案と検証, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-24-006, 2025, pp. 19-23
- (9) N. Dombrowski and W. R. Johns, The aerodynamic instability and disintegration of viscous liquid sheets. Chem., Eng. Sci., Vol. 18, 1963, pp. 203-214
- (10) 井上智博, 線香花火の高速度可視化計測—美の物理の解明を目指して—, 可視化情報学会誌, Vol. 35, No. 137, 2015, pp. 8-13
- (11) C. Inoue, M. Koshi, T. Himeno, T. Watanabe, Investigation on liquid atomization mechanism in Japanese sparkler “Senko-hanabi”, Sci. Tech. Energetic Materials, Vol. 77. No. 3, 2016, pp. 51-58
- (12) 井上智博, 伊里友一朗, 三宅淳巳, 越光男, 線香花火のスケーリング則, 平成28年度火薬学会秋季研究発表会, 2016.11
- (13) C. Inoue, Y. Izato, A. Miyake, E. Villermaux, Direct Self-Sustained Fragmentation Cascade of Reactive Droplets, PHYSICAL REVIEW LETTERS, PRL 118, 2017, 074502
- (14) Y. Ide, T. Takahashi, K. Iwai, K. Nozoe, H. Habu and S. Tokudome, Combustion Characteristics of ADN-based Ionic Liquid Propellant, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, Vol. 14, No. ists30, pp. Pa_89-Pa_94.
- (15) P. K. Senecal, D. P. Schmidt, I. Nouar, C. J. Rutland, R. D. Reitz and M. L. Corradini, Modeling high-speed viscous liquid sheet, International Journal of Multiphase Flow, Vol. 25, 1999, pp. 1073-1097
- (16) S. Gordon and B. J. McBride, Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications, NASA, NASA Reference Publication 1311, 1994