

異種衝突噴霧の流管モデルに基づく二液スラスタ性能予測 (フィルム冷却燃料の効果)

Bi-Propellant Thruster Performance Prediction Based on Stream Tube Model at Unlike Impinging Spray (Effect of Film Cooling Fuel)

井上 智博*
(Chihiro INOUE)
九州大学
(Kyushu Univ.)

藤井 剛
(Go FUJII)
宇宙航空研究開発機構
(JAXA)

大門 優
(Yu DAIMON)
宇宙航空研究開発機構
(JAXA)

Bi-propellant thrusters in space propulsion systems often utilize hypergolic propellants. The impingement of liquid jet streams of fuel and oxidizer involves sequential reactive, multiphase, thermo-fluid dynamics. In this study, a defined length scale demonstrates the distribution of fuel and oxidizer downstream, and thus represents their mixing states, facilitating the straightforward formulation of characteristic velocity in a general manner for doublet and triplet injectors as a function of propellant injection conditions with a film cooling effect. We formulate two cases that the film cooling fuel self-decomposes, and that the film cooling fuel reacts with oxidizer, to discuss the effect of film cooling fuel on the characteristic velocity. The validity of present model is demonstrated by a good agreement with the characteristic velocity measured by hot firing tests covering a wide range of mixture ratio. We confirm that the film cooling fuel mainly self-decomposes.

Keywords: Bi-Propellant Thruster, Unlike Impinging Jets, Spray Width, Film Cooling Fuel

1. 緒 論

宇宙機の軌道変換や姿勢制御に用いられる推進機関として数多く運用された実績を有する二液スラスタは、推進薬の組み合わせに、自己着火性の燃料と酸化剤を用いる。点火器を必要とせずに連続的あるいは間欠的な作動を行える二液スラスタは、今後も軌道上はもちろん、惑星探査ミッションなど様々な推力レベルが要求される場面で幅広く利用されると考えられる。二液スラスタに採用される噴射器は、燃料と酸化剤を1対1の噴流数で衝突させる unlike-doublet や、2対1あるいは1対2で衝突させる triplet といった異種衝突型が多い⁽¹⁾。図1の噴射面に設置した噴射孔から、燃料と酸化剤をそれぞれ噴射し、液噴流同士を互いに衝突させると、液相反応を伴って液膜を形成し、微粒化・蒸発を経て主噴霧(main spray)で気相反応が進行する。加えて、燃料流量の3割程度を燃焼室内壁に噴射して液膜を形成する(film cooling fuel)ことで、燃焼ガスが直接壁面に触れることを防ぐ、いわゆるフィルム冷却を行う。自己着火性推進薬は、気相と液相を問わず燃料と酸化剤が混合すると速やかに反応す

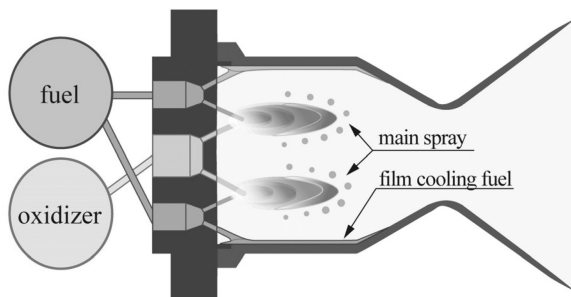


Fig.1 Schematics of bi-propellant thruster.

ることから、燃焼室内の一連の反応性混相熱流動現象のうち、燃料と酸化剤の混合過程が律速である。

広範な条件で運用される二液スラスタには、幅広い混合比にわたって、高い推進性能を発揮することが求められる。燃焼室全体の性能は、特性排気速度 c^* によって評価されるから、 c^* に対して感度が高い噴射口径やフィルム率(全燃料流量に対するフィルム燃料流量)を適切に設計することが重要である。しかし、最適形状を探索するために多数の燃焼試験を実施することは、コストと時間の面で現実的ではない。そこで1950年代以降、非燃焼流れから c^* を予測するためのコールドフロー試験⁽²⁾⁽⁵⁾や理論的研究⁽⁶⁾⁽⁷⁾が行なわれてきた。また、衝突噴霧そのものに着目し、粒径分布等の噴霧特性を予測する研究もなされている⁽⁸⁾⁽⁹⁾。しかしながら、 c^* を予測可能な理論体系を構築するには至らなかった。

近年著者らは、異種衝突噴霧の広がり幅に着目して、マクロな長さスケールを明らかにした⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾。その上で、噴射条件の関数として流管をモデル化することで、局所混合比分布を算出し、 c^* を定式化することに初めて成功した⁽¹⁰⁾。同モデルでは、フィルム燃料は全て自己分解するとして扱っている。しかし、一部のフィルム燃料は、酸化剤と反応する可能性もある。そこで本論文では、フィルム燃料が自己分解する場合と、酸化剤と反応する場合の2ケースについて、それぞれ c^* を定式化し、結果を比較することで、フィルム燃料が c^* に与える影響を検討することを目的とする。

以下ではまず、異種衝突噴霧のマクロな長さスケールを提示する。続いて、フィルム燃料の挙動に対応して2ケースの c^* を新たに導出し、解析結果を比較する。

2. 異種衝突噴霧のマクロな長さスケール

図2に異種衝突型噴射器と噴霧構造を模式的に示す。衝突点を原点とし、噴霧の厚さ方向に x 軸、幅方向に y 軸、流れ方向

原稿受付：2018年10月10日

* 責任著者：正会員，九州大学

(〒819-0395 福岡市西区元岡 744 航空宇宙工学部門)

E-mail: inoue.chihiro@aero.kyushu-u.ac.jp

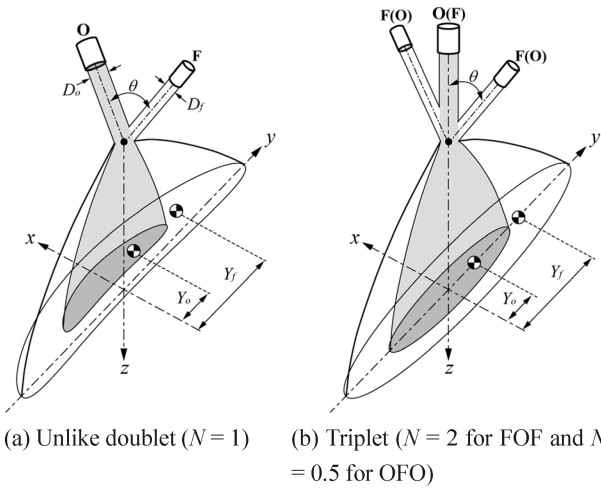


Fig.2 Schematics of impinging injectors⁽¹⁰⁾

(The origin of coordinate system is located at the stagnation point.)

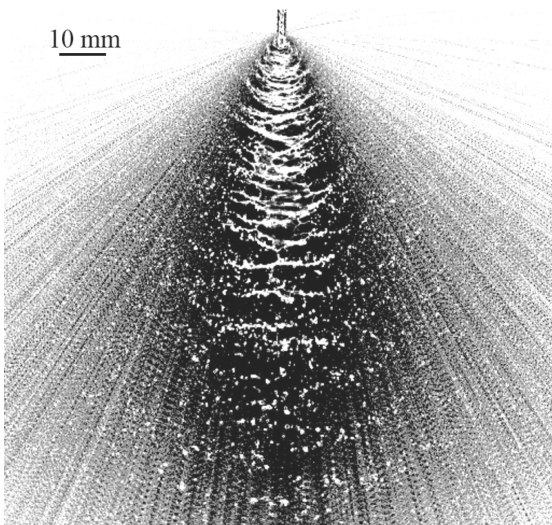


Fig.3 Sheet and drops produced by doublet injector⁽¹²⁾

(The two nozzles have the same diameter of $D = 1$ mm. The working liquid is water. An instantaneous image (white) is overlapped with time-integrated image (black). Each black line indicates a trajectory of a single drop. Despite the presence of the sheet, all lines start from the impingement point. Injection Weber number is 3000.)

Table 1 Cold-flow test conditions⁽¹¹⁾

Type	D_o/D_f	θ	liquid(O/F)	ρ_o/ρ_f	
Doublet	D1	1.3	78	water/water	1
	D2	1.5	78	water/water	1
	D3	1.2	58	TCE/water	1.3
	D4	1.3	78	TCE/water	1.3
Triplet(FOF)	T1	1.5	45	water/water	1
	T2	1.6	45	water/water	1
	T3	1.6	55	water/water	1
	T4	1.7	45	water/water	1
	T5	1.8	45	water/water	1
	T6	1.5	60	water/water	1.3
Triplet(OFO)	T7	1	60	water/water	1.3

TCE: Trichloroethylene, kero.: kerosene

に z 軸を定める. 以下では, 噴射孔直径 D , 衝突角 θ , 噴射速度 V , 密度 ρ , z 方向の噴霧流束 \dot{q} , 燃料と酸化剤の噴射孔数比 N (doublet のとき $N=1$, FOF-triplet のとき $N=2$, OFO-triplet のとき $N=0.5$) とし, 添え字 f, fe, o をそれぞれ主燃料, フィルム燃料, 酸化剤と定義する. いま, 噴霧の y 方向への広がり幅を定量的に評価するために, 噴霧片幅の代表スケールとして, 燃料と酸化剤それぞれの y 方向重心位置の“絶対値” Y を考える. 図 3 に示すように, 高ウェーバー数下の衝突噴霧は, 衝突点を起点に直線的に飛散するから⁽¹²⁾, 衝突点下方距離 $z = L$ で無次元化した Y は次式で与えられる.

$$\frac{Y_f}{L} = \frac{\sum(|y| \cdot \dot{q}_f)}{\sum \dot{q}_f} / L, \quad \frac{Y_o}{L} = \frac{\sum(|y| \cdot \dot{q}_o)}{\sum \dot{q}_o} / L \quad (1)$$

あわせて, 無次元長さスケール λ を定義する.

$$\lambda \equiv \sqrt{N \frac{\rho_f V_f^2 D_f}{\rho_o V_o^2 D_o}} \quad (2)$$

表 1 に示すように, 様々な噴射器タイプ, 口径, 作動流体を用いて, 噴射速度を変化させたコールドフロー試験を行った. 詳細は文献(10),(11)を参照して頂きたい. パターナータを $z=L$ に

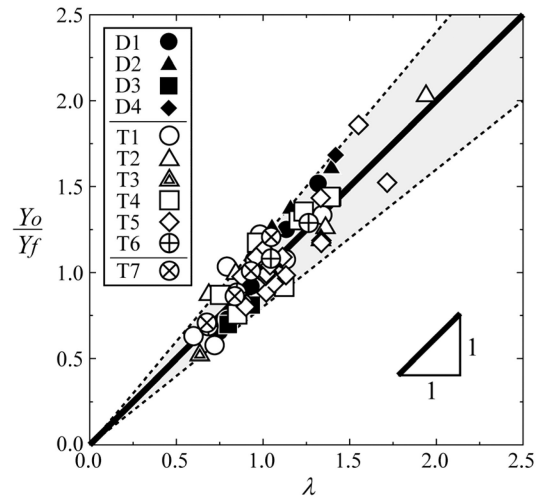


Fig.4 Relationship between Y and λ ⁽¹¹⁾

Symbols are experimental data. Bold line indicates Eq.(3). The area between the two dotted lines (grey region) indicates $\pm 20\%$ difference to Eq.(3).

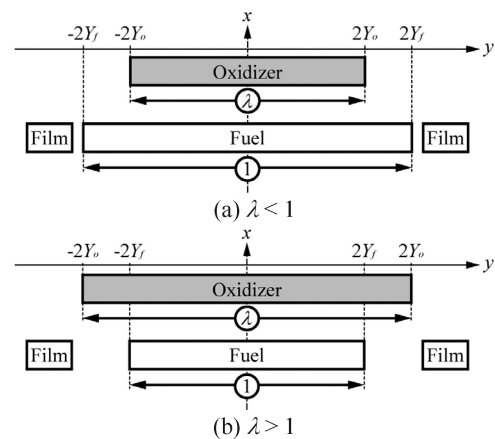


Fig.5 Schematics of uniform distribution model

(The flow rates of \dot{m}_o and $N \cdot \dot{m}_f$ uniformly pass through the respective band of oxidizer and fuel. Locations along the x -direction are not specified. “Film” indicates film cooling fuel, which locates outside of the main spray)

設置し、 \dot{q}_f と \dot{q}_o をそれぞれ計測して、式(1)から Y を算出した。噴射条件から求めた λ と Y_o/Y_f の関係を整理した結果を、図 4 に示す。噴射条件によらず、次式を満足することを確認できる。

$$\lambda = \frac{Y_o}{Y_f} \quad (3)$$

ただし、式(3)の関係は、噴射器のミスアラインメントや、燃料・酸化剤の異径噴射孔に起因する噴霧の曲がりなどの影響により、±20%程度の誤差を含む。いま、図 5 に示すように、主燃料と酸化剤が y 方向に均一に分布する次元モデルを考えると、それぞれの噴霧片幅は $2Y_f$ と $2Y_o$ に相当し、 λ は酸化剤と燃料の噴霧幅の比に他ならない。 $\lambda < 1$ のとき、酸化剤噴流の貫通力が強く、燃料噴霧の広がりが大きい。逆に、 $\lambda > 1$ のときは酸化剤噴霧が広がる。

3. 特性排気速度の定式化

単噴射孔当たりの流量を \dot{m} として、主燃料流量に対するフィルム燃料流量の比、およびフィルム率はそれぞれ次のように与えられる。

$$FC \equiv \frac{N_{fc} \cdot \dot{m}_{fc}}{N \cdot \dot{m}_f} \quad (4)$$

$$\overline{FC} \equiv \frac{N_{fc} \cdot \dot{m}_{fc}}{N \cdot \dot{m}_f + N_{fc} \cdot \dot{m}_{fc}} = \frac{FC}{1 + FC} \quad (5)$$

主混合比と全体混合比は、

$$MR \equiv \frac{\dot{m}_o}{N \cdot \dot{m}_f} \quad (6)$$

$$\overline{MR} \equiv \frac{\dot{m}_o}{N \cdot \dot{m}_f + N_{fc} \cdot \dot{m}_{fc}} = \frac{MR}{1 + FC} \quad (7)$$

となる。

図5に示すフィルム燃料について、Case 1: 酸化剤と反応することなく全て自己分解する場合と、Case 2: 酸化剤と反応する場合を考える。Case 1 と Case 2 それぞれについて、 $\lambda < 1$ と $\lambda > 1$ で場合分けを行った上で、燃焼室内部に形成される局所混合比 MR_{local} と全流量に対する局所流量比 FR_{local} の y 方向分布を求めらる。

3.1 Case1: フィルム燃料が自己分解する場合⁽¹⁰⁾

① $\lambda < 1$ のとき(燃料噴霧幅が広いとき)

a) $|y| < 2Y_o$ の範囲では、燃料と酸化剤の両者が存在する。

$$MR_{local} = \frac{\overline{MR}}{\lambda(1-\overline{FC})} \quad (8)$$

$$FR_{local} = \frac{\overline{MR} + \lambda(1-\overline{FC})}{MR + 1} \quad (9)$$

b) $2Y_o < |y|$ では燃料のみ存在する。

$$MR_{local} = 0 \quad (10)$$

$$FR_{local} = \frac{(1-\lambda)(1-\overline{FC})}{MR + 1} \quad (11)$$

c) フィルム燃料について次式を得る。

$$MR_{local} = 0 \quad (12)$$

$$FR_{local} = \frac{\overline{FC}}{MR + 1} \quad (13)$$

② $\lambda > 1$ のとき(酸化剤噴霧幅が広いとき)

a) $|y| < 2Y_f$ の範囲では、燃料と酸化剤の両者が存在する。

$$MR_{local} = \frac{\overline{MR}}{\lambda(1-\overline{FC})} \quad (14)$$

$$FR_{local} = \frac{\overline{MR}/\lambda + 1 - \overline{FC}}{MR + 1} \quad (15)$$

b) $2Y_f < |y|$ では酸化剤のみ存在する。

$$MR_{local} = +\infty \quad (16)$$

$$FR_{local} = \frac{(1-1/\lambda)\overline{MR}}{MR + 1} \quad (17)$$

ただし、計算の都合上、混合比無限大は 10 として扱う。

c) フィルム燃料について次式を得る。

$$MR_{local} = 0 \quad (18)$$

$$FR_{local} = \frac{\overline{FC}}{MR + 1} \quad (19)$$

各 MR_{local} に対応する局所特性排気速度 $c^*(MR_{local})$ を化学平衡計算⁽¹³⁾によって算出し、 FR_{local} の重み付け平均を行えば、最終的に次式を得る。

$$\left\{ \begin{array}{l} \lambda < 1: c^* = \frac{\left[c^* \left(\frac{\overline{MR}}{\lambda(1-\overline{FC})} \right) \cdot (\overline{MR} + \lambda(1-\overline{FC})) \right] + c^*(0) \cdot (1-\lambda(1-\overline{FC}))}{MR + 1} \\ \lambda > 1: c^* = \frac{\left[c^* \left(\frac{\overline{MR}}{\lambda(1-\overline{FC})} \right) \cdot \left(\frac{\overline{MR}}{\lambda} + 1 - \overline{FC} \right) \right] + c^*(+\infty) \cdot \left(1 - \frac{1}{\lambda} \right) \overline{MR} + c^*(0) \cdot \overline{FC}}{MR + 1} \end{array} \right. \quad (20)$$

式(20)の右辺は、噴射条件によって一意に定まる。

3.2 Case2: フィルム燃料が酸化剤と反応する場合

① $\lambda < 1$ のとき(燃料噴霧幅が広いとき)

酸化剤は全て主燃料と反応するため、フィルム燃料は前節同様に自己分解する。したがって、式(8)-(13)を同じく適用できる。

② $\lambda > 1$ のとき(酸化剤噴霧幅が広いとき)

a) $|y| < 2Y_f$ の酸化剤は主燃料と反応する。

$$MR_{local} = \frac{\overline{MR}}{\lambda(1-\overline{FC})} \quad (21)$$

$$FR_{local} = \frac{\overline{MR}/\lambda + 1 - \overline{FC}}{MR + 1} \quad (22)$$

b) $2Y_f < |y|$ の酸化剤は、フィルム燃料と反応する。

$$MR_{local} = \frac{(1-1/\lambda)\overline{MR}}{\overline{FC}} \quad (23)$$

$$FR_{local} = \frac{(1-1/\lambda)\overline{MR} + \overline{FC}}{MR + 1} \quad (24)$$

式(21)-(24)をまとめて次式を得る。

$$\left\{ \begin{array}{l} \lambda < 1: c^* = \frac{\left[c^* \left(\frac{\overline{MR}}{\lambda(1-\overline{FC})} \right) \cdot (\overline{MR} + \lambda(1-\overline{FC})) \right] + c^*(0) \cdot (1-\lambda(1-\overline{FC}))}{\overline{MR} + 1} \\ \lambda > 1: c^* = \frac{\left[c^* \left(\frac{\overline{MR}}{\lambda(1-\overline{FC})} \right) \cdot \left(\frac{\overline{MR}}{\lambda} + 1 - \overline{FC} \right) \right] + c^* \left(\left(1 - \frac{1}{\lambda} \right) \frac{\overline{MR}}{\overline{FC}} \right) \cdot \left(\left(1 - \frac{1}{\lambda} \right) \overline{MR} + \overline{FC} \right)}{\overline{MR} + 1} \end{array} \right. \quad (25)$$

4. 結果と考察

まず、導出した c^* モデルの妥当性を評価するために、過去に行われた燃焼試験結果と比較する。次に、Case 1 (式(20))と Case 2 (式(25))の解析解を比較することで、フィルム燃料が c^* に与える影響を検討する。

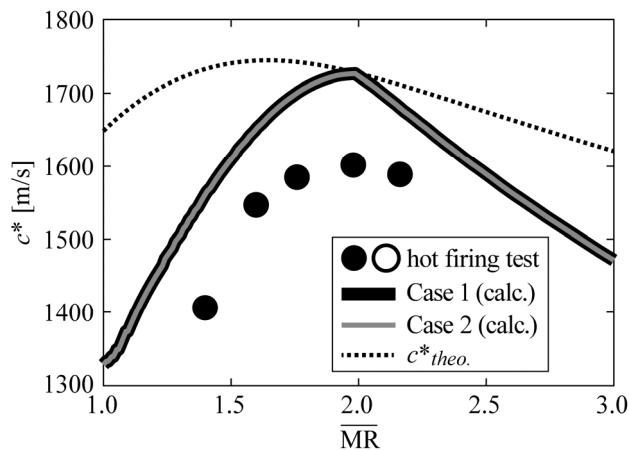
4.1 燃焼試験結果との比較

噴射器タイプに unlike-doublet を用いた熊谷らの燃焼試験⁽¹⁴⁾では、フィルム冷却は行っていない ($\overline{FC} = 0$)。他方、FOF-triplet の試験では $\overline{FC} = 0.3$ のフィルム燃料を有する。いずれの試験で

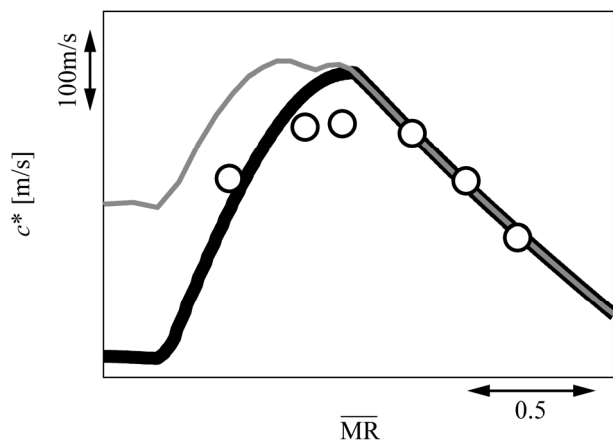
も、推進薬は四酸化二窒素とモノメチルヒドラジン (MON3/MMH, $\rho_o/\rho_f = 1.6$) の組み合わせである。燃焼室圧力 0.8 MPa の下で、混合比を変化させて c^* を計測した。

図 6 に、燃焼試験結果と Case 1 および Case 2 の計算結果を示す。Doublet の場合 $\overline{FC} = 0$ なので、Case 1 と Case 2 の計算結果は一致する。損失を考慮しない本計算結果(実線)は、燃焼試験結果を 5%ほど過大に評価するものの、混合比に対する c^* の傾向を良く捉えており、最大 c^* を実現する混合比が再現されている。対して、化学平衡計算から直接計算可能な、燃料と酸化剤の全量が完全に混合する 0 次元モデル⁽¹³⁾(c^*_{theo} , 鎖線)は、実験結果の傾向を再現しない。したがって、空間的な混合比分布を適切に評価することが重要である。続いて triplet において、燃焼試験結果と Case 1 の計算結果の傾向は良く一致する。他方、Case 2 では、フィルム燃料が主燃料と反応する低混合比領域で燃焼試験結果よりも c^* を過大に見積もる傾向がある。このことから、実機スラスト環境におけるフィルム燃料は、主に自己分解すると考えられる。

本モデル(Case 1)の妥当性が検証されたことから、異種衝突噴霧のマクロな構造は、燃焼場と非燃焼場で変化しないことが示唆される。また、 c^* に対して、噴霧が燃焼室に封じ込められる影響は小さく、開放空間の噴霧特性を評価すればよい。その際、主噴霧とフィルム燃料は独立に扱える。

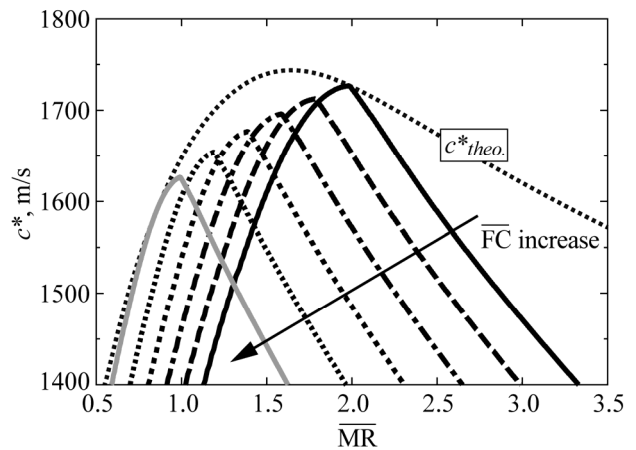


(a) Doublet ($\overline{FC} = 0, D_o/D_f = 1.3$)
(Hot firing tests were conducted by Kumagai et al. ⁽¹⁴⁾, c^*_{theo} is the 0-dimensional model.)

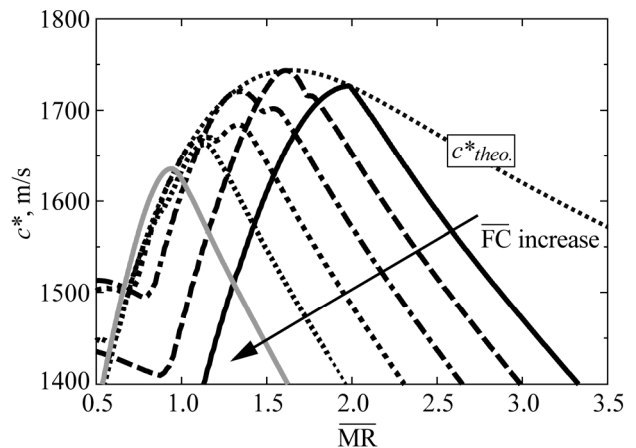


(b) Triplet ($\overline{FC} = 0.3, D_o/D_f = 1.7$)

Fig.6 Comparison of hot firing tests and present model at 0.8 MPa



(a) Case 1: Film cooling fuel self-decomposes
(Model results are calculated from Eq. (20).)



(b) Case 2: Film cooling fuel mixes with oxidizer
(Model results are calculated from Eq. (25).)

Fig.7 Effect of film cooling fuel to c^* at doublet of $D_o/D_f = 1.3$
(\overline{FC} increases from 0 to 0.5 at every 0.1 step.)

4.2 フィルム燃料が特性排気速度に与える影響

Doubletを対象に、フィルム率を0から0.5まで0.1刻みで増加させた場合の c^* の変化を、Case 1とCase 2の場合で計算して、図7に示す。Case 1では、フィルム率の増加とともに、最大 c^* の値が減少する。同時に、最大 c^* 時の混合比 \overline{MR}^* が低混合比側にシフトする。フィルム燃料が自己分解するときの \overline{MR}^* は、燃料と酸化剤の噴霧幅が等しい $\lambda=1$ のときであり、次式で与えられる。

$$\overline{MR}^* = \frac{1-\overline{FC}}{\sqrt{N}} \left(\frac{\rho_o}{\rho_f} \right)^{0.5} \left(\frac{D_b}{D_f} \right)^{1.5} \quad (26)$$

Case 2の場合、フィルム率が増加すると c^* が低混合比側にシフトする傾向はCase 1と同様であるものの、 c^* が2つのピークを持つ点が特徴的に異なる。

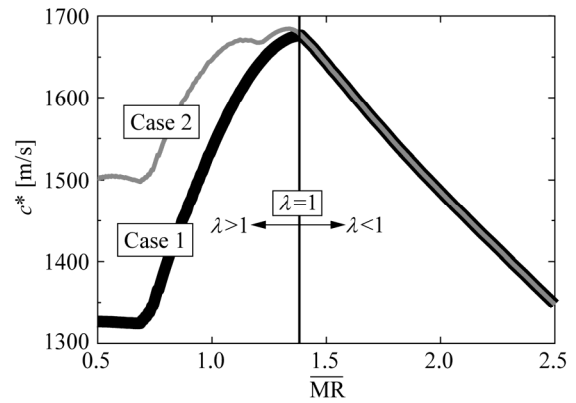
図7の結果のうち、 $\overline{FC} = 0.3$ の計算結果を取り出して、図8(a)に示す。 $\lambda=1$ は $\overline{MR} = 1.4$ に相当する。酸化剤噴霧が燃料噴霧より狭い高混合比側($\lambda < 1$)では、Case 1とCase 2の結果は一致する。他方、低混合比側($\lambda > 1$)で顕著な差が認められる。図8(b)(c)に、 c^* の内訳を示す。噴霧の内側($|y| < \min(2Y_o, 2Y_f)$)における c^*_{in} と、フィルム燃料を含む噴霧外縁($|y| > \min(2Y_o, 2Y_f)$)における c^*_{out} の寄与を見ると、Case 1とCase 2の c^*_{in} は等しく、いずれも $\lambda=1$ でピークを持つ。 $\lambda < 1$ では、噴霧外縁部に燃料のみ存在する(図5参照)ため、 c^*_{out} もCase 1とCase 2で等しい。対して $\lambda > 1$ では、Case 2のフィルム外縁部において、局所混合比が0~1.2の範囲で反応する(付録図A1参照)。その結果、Case 1よりもCase 2の c^*_{out} が大きくなる。Case 2において、低混合比領域($\lambda > 1$)では、混合比の減少とともに c^*_{in} は低下するものの、 c^*_{out} の増加がそれを上回る。また、 c^*_{theo} は、混合比0.5付近で極小値になるため(図A1参照)、Case 2は $\lambda > 1$ で2つのピークを生じる。何らかの方法でフィルム燃料と酸化剤を反応させることが出来れば、低混合比で c^* の増加が期待される。反面、熱的には厳しい条件になると推察される。

5. 結論

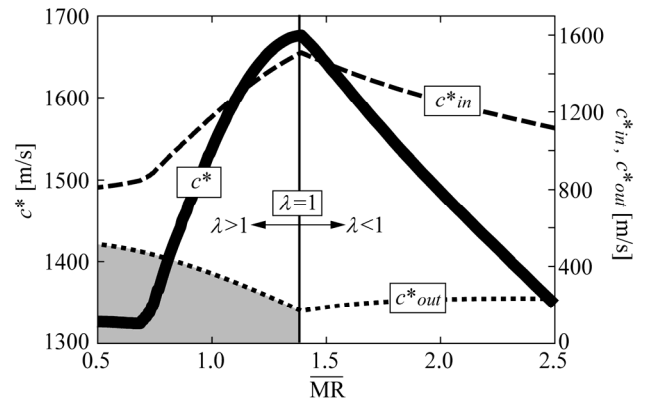
異種衝突型噴射器を用いた二液スラスタを対象に、一般的な長さスケールを明らかにした上で、局所混合比分布をモデル化することで、特性排気速度を噴射条件の関数として定式化することに成功した。特に本研究では、フィルム燃料が酸化剤と反応する場合と反応しない場合の2つのケースについて c^* を導出した。燃焼試験結果の c^* との比較を行ったところ、フィルム燃料は主に自己分解するとして扱えることがわかった。また、自己着火性推進薬を用いた二液スラスタに関して、以下の示唆を得た。

- ① 二液スラスタにおける反応性混相熱流動現象は、advective mixing が律速であり、 c^* を評価する上で、下流の混合比分布を適切に評価することが重要である。
- ② 液滴径や蒸発、詳細化学反応を直接的には考慮しない本モデルの計算結果が、燃焼試験による c^* とよく一致することから、それらが自己着火性二液スラスタの c^* に与える影響は副次的である。

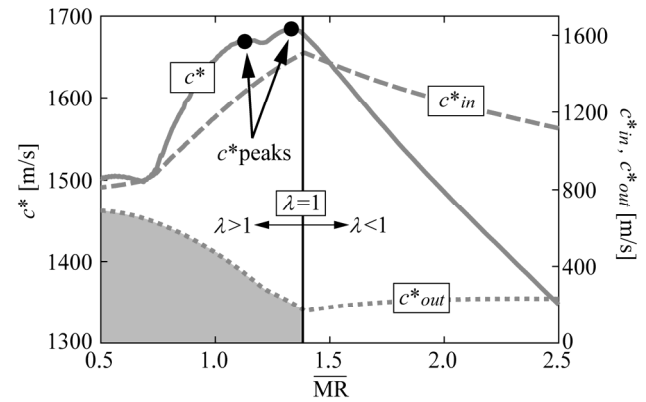
今後は、マルチエレメントや間欠作動における燃焼試験結果との比較を通じて、本モデリング方針の妥当性を継続的に検証するとともに、高度化を図ることが課題である。



(a) Comparison of Case 1 and Case 2



(b) Case 1 : c^* , c^*_{in} , and c^*_{out}



(c) Case 2 : c^* , c^*_{in} , and c^*_{out}

Fig.8 Doublet at $\overline{FC} = 0$ and $D_o/D_f = 1.3$
($c^* = c^*_{in} + c^*_{out}$ in (b)(c))

文 献

- (1) Gill, G. S.: Liquid Rocket Engine Injectors, NASA SP-8089 (1976)
- (2) Rupe, J. H.: The Liquid-Phase Mixing of a Pair of Impinging Streams, JPL Progress Report, No. 20-195 (1953).
- (3) Rupe, J. H.: Correlation Between the Dynamic Properties of a Pair of Impinging Streams and the Uniformity of Mixture-Ratio Distribution in the Resulting Spray, JPL Progress Report, No. 20-209 (1956).
- (4) Elverum, G. W., and Morey, T. F.: Criteria for Optimum Mixture-Ratio Distribution Using Several Types of

附 録

- Impinging-Stream Injector Elements, JPL Memorandum, No.30-5, (1959).
- (5) Yuan, T., Chen, C., and Huang, B.: Optical Observation of the Impingements of Nitrogen Tetroxide/Monomethylhydrazine Simulants," AIAA J., 44(10) (2006), 2259-2266.
 - (6) Wrobel, J. R.: Some Effects of Gas Stratification on Choked Nozzle Flows, J. Spacecraft, 2(6) (1965), 918-922.
 - (7) Stechman, R. C., Oberstone, J., and Howell, J. C.: Design Criteria for Film Cooling for Small Liquid-Propellant Rocket Engines, J. Spacecraft, 6(2) (1969), 97-102.
 - (8) Anderson W. E., Ryan, H. M., and Santoro R. J.: Impinging Jet Injector Atomization, Liquid Rocket Engine Combustion Instability Chap.8 (1995), 215-246.
 - (9) Bremond, N., Clanet, C., and Villermaux, E.: Atomization of undulating liquid sheets, J. Fluid Mech., 585(2007), 421-456.
 - (10) Inoue, C., Fujii, G., and Daimon Y.: Mixing Length Scale of Bi-Propellant Thrusters for Characteristic Velocity Formulation, International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion, 16(3) (2017), 281-294.
 - (11) Inoue, C., et al.: Unified Length Scale of Spray Structure by Unlike Impinging Jets, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. (in press).
 - (12) Inoue, C. et al.: Normalized Spray Flux Distribution in Impinging Atomization, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci., 60(4) (2017), 255-258.
 - (13) Gordon, S., and McBride, B. J.: Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, I. Analysis, NASA Ref. Pub. 1311 (1994).
 - (14) 熊谷達夫ら : N₂O₄/アミンインジェクタエレメントの実験 (その2 燃焼試験結果), NAL TR-907(1986).

推進薬としてMON3とMMHを用いた場合の化学平衡計算結果(c^*_{theo})を、図A1に示す。 c^*_{theo} は、混合比が0から増加するにつれて漸増し、いったん混合比0.5で極小値を経て、混合比1.6で最大値をとり、その後は単調に減少する。図A1の結果は、図6(a)および図7の c^*_{theo} と同一である。

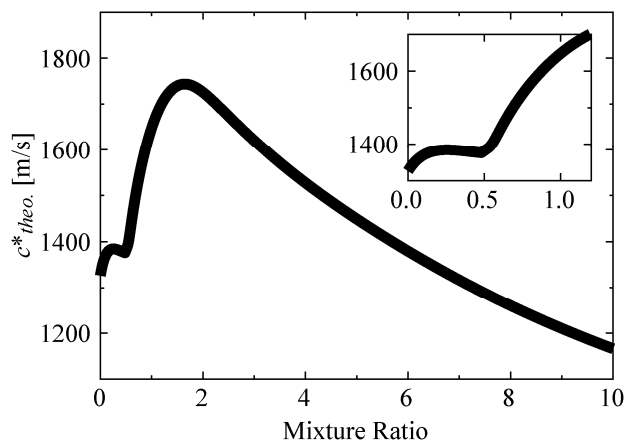


Fig.A1 Results of chemical equilibrium analysis of MON3/MMH system at 0.8 MPa