

IIII 身近な宇宙，落下塔による微小重力実験 IIIII
(原著論文)

微小重力環境における薄い固体試料の可燃限界のモデリング

高橋 周平¹・坪井 寛大¹・井原 禎貴¹

Subrata BHATTACHARJEE²

Modeling of Flammability Limits of Thin Materials in Microgravity Environment

Shuhei TAKAHASHI¹, Kandai TSUBOI¹, Tadayoshi IHARA¹

and Subrata BHATTACHARJEE²

Abstract

A model for flammability limits of thermally thin materials in microgravity environment has been developed by scale analysis. The flame spread over a thermally thin material with an opposed flow has two extinction limits; one is the blow-off limit and the other is radiation extinction. These limits are expressed by the following non-dimensional parameters, Da and R_{rad} as $Da=1$ and $R_{rad}=1$, respectively. In the previous model, the intersection of these limits corresponded to the minimum limiting oxygen concentration (MLOC). However, near the MLOC condition, due to the coupling of the effects of radiation and kinetics, the MLOC was far underestimated than the measured MLOC. In the new model, non-dimensional equation $\eta + R_{rad} + 1/Da = 1$ is proposed to take account of the coupling effect. The predicted extinction limit with the new model agrees with the actual limit obtained by flight experiments.

Keyword(s): Flame spread, Flammability map, Scale modeling, Extinction, Damköhler number

1. はじめに

近年，国際宇宙ステーションでの長期滞在や，月面や火星などでの有人・無人基地建設の計画など，宇宙環境での長期の活動を前提としたプロジェクトがより積極的に推進されようとしている。軌道上および他の天体での長期活動において，火災の脅威を極力低減させておくことは，有人・無人活動にかかわらず大変重要である。特に，有人活動の場合は生命活動維持に必要な酸素分圧を確保した環境が求められるが，閉鎖空間での火災発生時の有毒ガス発生やインフラ機器の焼損が，クルーの生存を直接脅かすため，内部で使用される固体材料にも厳しい火災安全性が求められる。これらの固体材料の火災安全基準では，NASAにより提案されている NASA-STD-6001 により，難燃性のチェックが行われてきた^{1,2)}。例えばフィルム状の材料に関しては，サンプルホルダに試験する試料を垂直にセットした後，下端をケミカルイグナイタで点火することで燃焼試験を行う (NASA-STD-6001 TEST1)。この際，少なくとも 5 個の試料に対して 15cm 以上燃焼したものがあつた場合，また，燃焼中の試料

溶融滴の落下により試料下に置かれている紙片に着火した場合は，可燃性材料として判断され，宇宙での利用が認められない。

しかしながら，この NASA-STD-6001 の試験法は，上方伝播や燃焼溶融滴の落下といった概念が盛り込まれている以上，明らかに重力が存在する地上環境を念頭に置いたものであり。この試験をクリアした材料が宇宙環境でも難燃性を保持するかということには，十分な注意が払われるべきである。微小重力環境および低重力環境における固体試料の燃焼における特徴は，自然対流の抑制により，火災周囲の流れ場の速度が地上に比べて著しく低下しうることである。対向流が存在する固体試料上の火災伝播に対しては，対向流速が火災伝播速度や可燃限界におよぼす影響について，これまでに多くの実験，数値計算，理論式が報告されている³⁻¹⁰⁾。例えば，藤田ら³⁾は，ろ紙を伝播する火災の伝播速度が 10cm/s 付近で極大値を示すことを報告している。また Kumar ら⁴⁾は，同じく，ろ紙の燃焼の数値計算で，対向流速が 6cm/s 付近で可燃限界酸素濃度が最も低下することを示している。通常重力環境においては，自然対流により火災周りに 30～

1 岐阜大学工学部 〒501-1193 岐阜県岐阜市柳戸 1-1

Department of Mechanical Engineering, Gifu University, 1-1 Yanagido, Gifu 501-1193, Japan.

2 Department of Mechanical Engineering, San Diego State University, 5300 Campanile Drive, San Diego, CA 92182, USA.
(E-mail: shuhei@gifu-u.ac.jp)

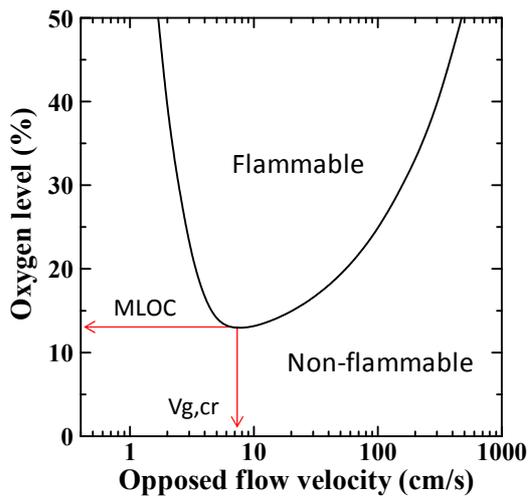


Fig. 1 Flammability map of solid materials

40cm/s 程度の流れが発生する．したがって、これらの知見は、微小重力環境や低重力環境のような対向流速が低下する条件では、地上での難燃性試験の結果よりも、伝播速度や限界酸素濃度が低下しうることを示している．実際、Olson ら⁹⁾の遠心装置により模擬的に重力を発生させた落下塔実験においては、月重力条件あるいは火星重

力条件において、地上よりも下方伝播における限界酸素濃度が低下したことが報告されている．

固体試料上の可燃範囲を調べると、対向流速を横軸、酸素濃度を縦軸にとった場合、Fig. 1 に示すような U 字型の可燃限界を示すことが知られている⁶⁾．この図中で、最も酸素濃度が低下する最小限界酸素濃度(Minimum Limiting Oxygen Concentration: MLOC)と、そのときの対向流速 $V_{g,cr}$ を予測することが、宇宙環境における材料の可燃性を議論する際に重要であると考えられる．そこで本研究では、スケール解析によりこれら 2 つの数値を求めるモデル式を提案し、落下塔実験および航空機実験により検証した結果を報告する．

2. スケール解析による固体試料上伝播火炎の消炎モデル

Figure 2 に示されるような対向流を受け固体試料上を伝播する 2 次元な火炎において、対向流速の大きさにより 2 つの消炎限界が存在する⁷⁻⁹⁾．対向流速が大きい場合は、予熱帯での滞留時間が化学反応時間に匹敵し、吹き飛びを起こして消炎する．一方で、対向流速が小さくなると、予熱帯長さ L_g および L_e が增大するため、試料表面から周囲へのふく射損失が増大し消炎する．これまで

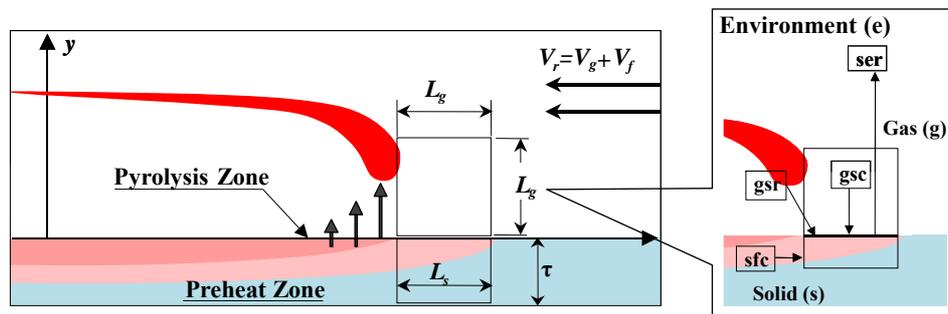


Fig. 2 Schematic of flame spread.

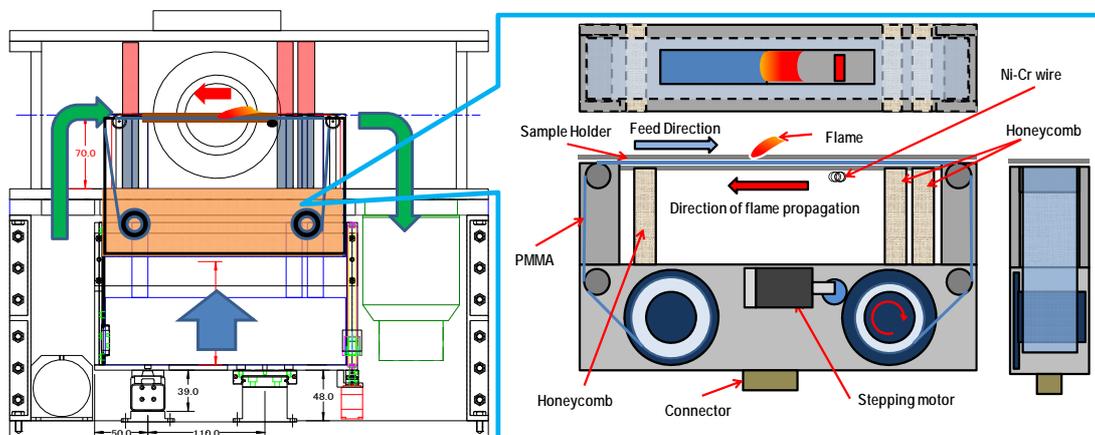


Fig. 3 Schematic of experimental apparatus.

の研究で、スケール解析により、可燃限界を決定する以下の2つの無次元パラメータが導出された¹⁰⁾。

$$Da \equiv \frac{t_{res}}{t_{chem}} = B_1 \frac{\alpha_g}{V_r^2} \rho_g Y_O A \exp(-E/RT_f) \quad (1)$$

$$R_{rad} = B_2 \frac{\varepsilon(1-a_{abs})\sigma(T_V^4 - T_\infty^4)}{\rho_g c_g V_r (T_f - T_V)} \quad (2)$$

ここで、 Da はいわゆるダムケラ数であり、また R_{rad} はふく射損失の大きさを表す無次元数である。消炎条件は $Da=1$ および $R_{rad}=1$ として与えられる。一般に、 $Da=1$ の消炎条件は、自然対流程度の流速の存在下で、また $R_{rad}=1$ の消炎条件は数 cm/s 程度の対向流速条件で達成さ

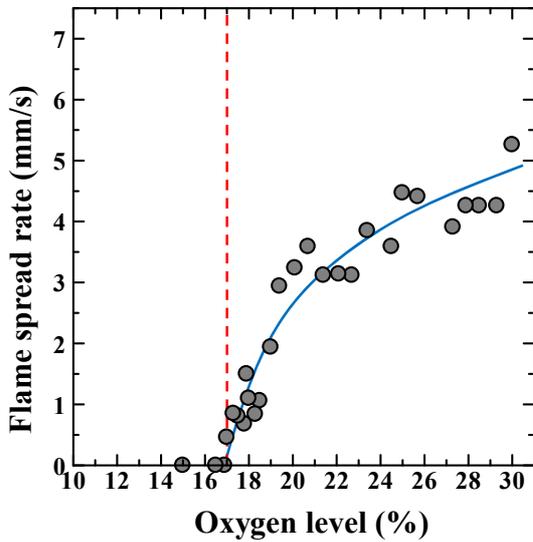


Fig. 4 Downward spread rate in normal gravity.

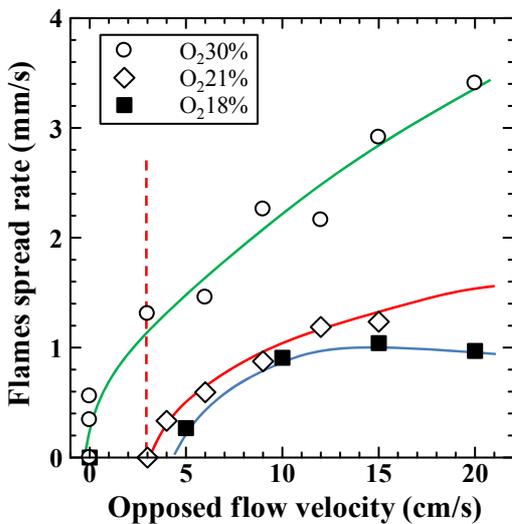


Fig. 5 Flame spread rate vs. opposed flow by drop experiments.

れると考えられる。本研究では、熱的に薄い材料として扱うことができる厚さ 0.125mm の PMMA シート (三菱レーヨン社: アクリプレン) を試料として、モデル式から求まる MLOC と実験結果を比較する。

モデル式の定量的な議論を行うため、地上実験および落下塔実験により、この2つの無次元数に対して実験定数を与える。まず、吹き飛び消炎条件を表す式(1)に対して、地上環境における下方伝播実験を行うことで実験定数 B_1 を求める。下方伝播実験では、雰囲気酸素濃度をパラメータとし、試料を Fig. 3 に示すサンプルカセットに装着し、容積 35 リットルの燃焼装置内に垂直に設置して、試料上端を電気加熱したニクロム線で着火した。サンプルカセットにはロール状の PMMA シートが収納されており、モータで新しいサンプルを引き出すことができる。火炎伝播の様子は CCD カメラおよび赤外線カメラで撮影され、燃料の消費速度から火炎伝播速度を求めた。燃焼する PMMA の幅は 2cm、長さは 12cm である。実験では、あらかじめ初期酸素濃度を 30% に設定した後、燃焼試験を行い、サンプルが下端まで消費されると新しいサンプルを引き出して、次の実験を行った。このため、実験を繰り返すと装置内部の酸素濃度が次第に低下するが、着火時および消炎時の酸素濃度を計測し、その平均値をその実験試験における酸素濃度とした。また、燃焼により発生する二酸化炭素は、燃焼装置内に設置された吸着剤に吸収され、0.1% 以下の濃度であることが確かめられている。

地上環境における下方伝播実験により求められた伝播速度および消炎限界酸素濃度を Fig. 4 に示す。図より、PMMA での下方伝播の限界酸素濃度は 17.0% であることが分かる。この酸素濃度は JIS K 7201¹¹⁾ に規定されている LOI 法で得られる限界酸素濃度とほぼ同じ値となっている。自然対流速度を 35cm/s と仮定し、酸素濃度 17% に条件において、式(1)における $Da=1$ となるようにすることで、 $B_1=0.131$ が得られる。

つぎに、ふく射消炎限界を表す式(2)に対して、落下塔実験の結果から同様に実験定数 B_2 を求める。微小重力環境において、静止雰囲気近傍では固体試料上の火炎伝播が著しく抑制されることが分かっているが、数 cm/s 程度の流速条件を精度良く再現させるためには、落下時間が定常伝播までに必要な時間に対して十分長いと言えないことを考慮しても、G ジッタの小さな落下塔実験が不可欠である。Figure 5 は MGLAB の 4.5 秒落下塔で得られた対向流速をパラメータとしたときの低周囲流速側での火炎伝播速度の結果である^{9, 10)}。容積 7 リットルの小型風洞型の実験装置内に、長さ 6cm、幅 1cm の PMMA をサンプルホルダに取り付け、対向流速および酸素濃度を所定の値に設定して実験を行った。着火は試料の下流端でニクロム線の電気加熱により行い、落下信号の 2~5 秒前に通電を開始した。Figure 4 の結果から、酸素濃度が 30% の条件においても、静止雰囲気では一部の試験で消

炎が観察されていることが分かる。落下時間が 4.5 秒であるため、実験結果は点火時のニクロム線の加熱および落下開始前に存在する自然対流の残留の影響がある。静止雰囲気条件ではこれらの影響が相対的に大きくなると考えられ、実験結果のばらつきの原因と考えられる。また、落下塔実験においては地上試験で用いた試料と、長さおよび幅が異なる。たとえば Bhattacharjee らの研究¹²⁾では、試料長さが異なると、火炎位置での境界層厚さが異なり伝播速度および吹き飛び流速が異なることが示されている。また、試料幅が小さくなると、横方向への熱損失が顕著になることが予想されるが、これまでの研究¹³⁾においては幅が 5mm 以下まで小さくならなければ、大きな影響はないことが確認されている。境界層厚さは、助走距離の 1/2 乗に比例すると考えられるため、最大 1.4 倍程度の誤差が生じることが予想されるが、ふく射消炎が生じる対向流速の特定は、そもそも流速が小さいことに加え、G ジッタ、残留した自然対流、着火時の影響などにより精度良く求めることが困難であるため、ここでは酸素濃度 21% の落下塔実験の結果より、雰囲気酸素濃度 21% の条件では対向流速 3cm/s でふく射消炎を起こすと判断し、 $B_2=2.67$ と決定した。

3. 消炎限界推算モデルと微小重力実験結果との比較・検討

このようにして決定された B_1 および B_2 を用いて、ふく射消炎限界および吹き飛び消炎限界を計算した結果を Fig. 6 に示す。この図から、約 6cm/s の対向流速条件において最小限界酸素濃度 (MLOC) 11% を示すこと、また、静止雰囲気近傍では酸素濃度 30% の高酸素濃度条件においても、ふく射消炎により火炎伝播が生じないことが分かる。予想された MLOC は地上試験での LOI 値である 17% に比べてかなり低いと予想されている。JIS K 7201 により求まる LOI 値は、難燃性評価の重要な指標となるため、この値と MLOC が大きく異なる場合は宇宙環境での使用に注意が必要である。そこで次に、対向流速および雰囲気酸素濃度をパラメータとして、20 秒間微小重力状態が得られる航空機実験により可燃範囲を特定し、MLOC を実験的に求めた、モデルから求めた値と比較した。

航空機実験は Fig. 3 に示される装置を用いて、地上実験と同様に初期酸素濃度を設定し、燃焼試験を繰り返すことで酸素濃度が次第に下がる現象を利用して、雰囲気酸素濃度および対向流速を変化させて実験を行った。航空機実験においては、MLOC を特定することが目的であるため、実験開始初期酸素濃度を 20%、19%、17%、15% にそれぞれ設定し、4 フライト分の測定を行った。実験では、可視カメラにおける火炎挙動観察と、赤外線カメラにおける予熱帯サイズおよび伝播速度を計測した。LOI 値以上の酸素濃度条件に関しては、無重力状態の 10

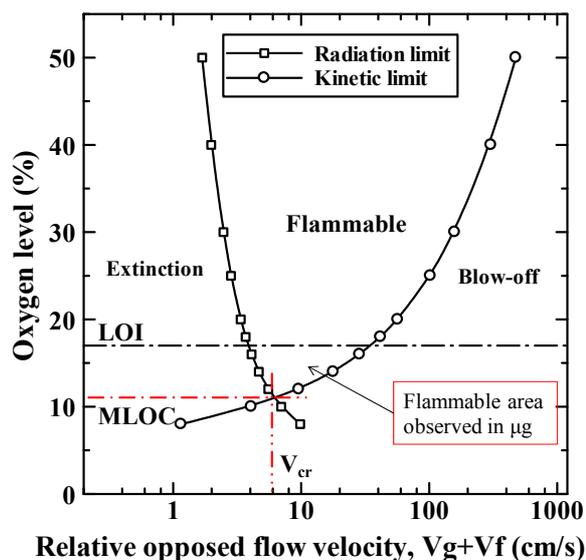


Fig. 6 Predicted flammability map with radiation limit and blow-off limit..

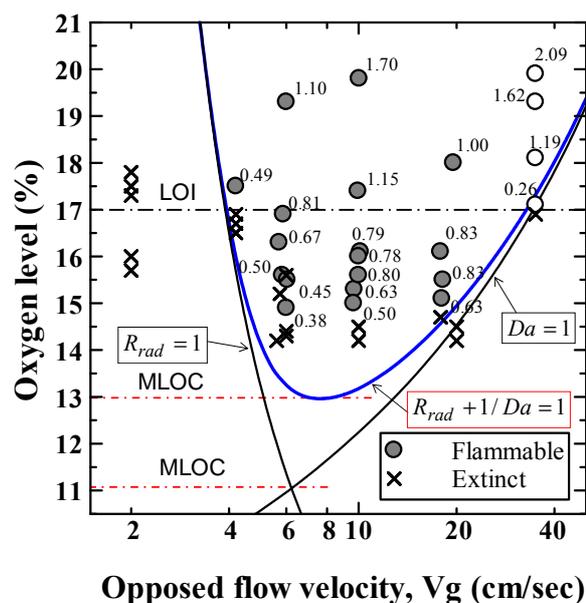


Fig. 7 Flammability map by flight experiments. The blue line is the extinction limit obtained with the new model.

秒前からニクロム線に電力を投入し点火を行った。投入電力は 24W である。実験開始時の酸素濃度が LOI 値以下の条件においては、微小重力後に最大 10 秒間電力を投入して、着火を行った。試料に着火後、微小重力期間の終了まで火炎が維持された場合は、火炎伝播したとみなした。航空機実験においては G ジッタの影響を考慮する必要があるが、G ジッタレベルとして $nG=0.01G$ 、変動の周波数 $f=0.5\text{Hz}$ と仮定した場合、火炎温度 $T=2000\text{K}$ において、

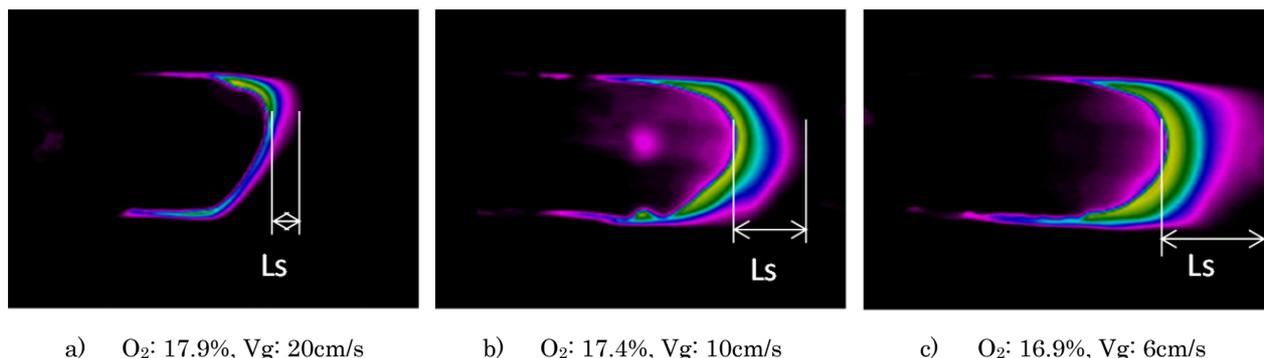


Fig. 8 Infrared images of solid preheat zone with varying opposed flow velocity.

$$V_{C-jitter} = nG \left(\frac{T_f - T_0}{T_f + T_0} \right) / (4f) = 0.0362 \text{ [m/s]} \quad (3)$$

となり、対向流速条件が 3cm/s 以下の条件では、設定した流速条件が達成されていない可能性がある。

航空機実験により得られた可燃範囲を Fig. 7 に示す。

Figure 7 には前述の手続きで決定された Da および R_{rad} を用いて求められる消炎限界も示されている。図中の記号の隣に記された数字は、火炎伝播速度 (mm/s) を表わす。

LOI 値である 17%以下の条件に対しても、火炎伝播する条件があり、MLOC は 14.7%と LOI 値より 2.3%低くなっていることが分かる。MLOC 条件での対向流速は $Vg=6\sim 10\text{cm/s}$ の範囲にあり、藤田ら³⁾、Kumar ら⁴⁾が報告している、ろ紙を用いた場合の火炎伝播速度が極大、または可燃限界酸素濃度が極小になる条件と近い値を示している。解析モデルにおいては、前述のように、ふく射消炎限界と吹き飛び消炎限界の交点は $Vg=6\text{cm/s}$ に位置している。

次に、赤外線カメラで得られた、対向流速に違いによる試料上の予熱帯長さを比較した結果を Fig. 8 に示すが、対向流速の低下に対して、予熱帯長さが反比例するように増加していることが分かる。この傾向は、スケール解析において、予熱帯長さ $L_g \sim L_s \sim a_g / Vr$ で表されるというモデル¹⁰⁾と一致しており、対向流速が低下することで予熱帯が増大し、 Da 数が大きくなる一方で、 R_{rad} も増加していくため、最終的には消炎するという実験結果をよく説明している。また、Fig. 7 に示されている火炎伝播速度から、内挿法により、ある酸素濃度において対向流速を変化させたときの、火炎伝播速度の変化を表わしたグラフを求めた。その結果を Fig. 9 に示すが、対向流速が 10cm/s 近くで、伝播速度が極大値をとることが分かる。これは $Vg,cr \sim 10\text{cm/s}$ であることを示している。

一方で、解析モデルから予想されている MLOC は 11%と、実際の MLOC に比べてかなり過小評価となっていることが分かる。また、 Vg,cr は 6cm/s であり、この値もや

や過小評価となっている。さらに、解析モデルにおいては、消炎条件が 2 つの曲線の組み合わせで表されるため、V 字型の消炎限界となるのに対し、実験では Fig. 1 に示されるような U 字型の滑らかな消炎限界となっている。この原因として、解析モデルではふく射熱損失および吹き飛びのいずれか一方の効果により消炎としているのに対し、実際には MLOC 条件近傍では、両者の効果が同時に影響するためと考えられる。

そこで、固相予熱帯周りの熱バランス式を次のように拡張する。Figure 2 に示される 2 次元的な火炎に対し、対向流速が十分小さい条件においては、ふく射による熱損失を考慮して、下記のような熱バランスが成立する。

$$V_f \rho_s c_s \tau W (T_v - T_\infty) + \varepsilon (1 - a_{abs}) \sigma (T_v^4 - T_\infty^4) L_{sx} W \\ \sim \lambda_g \frac{(T_f - T_v)}{L_{gy}} L_{gx} W \quad (4)$$

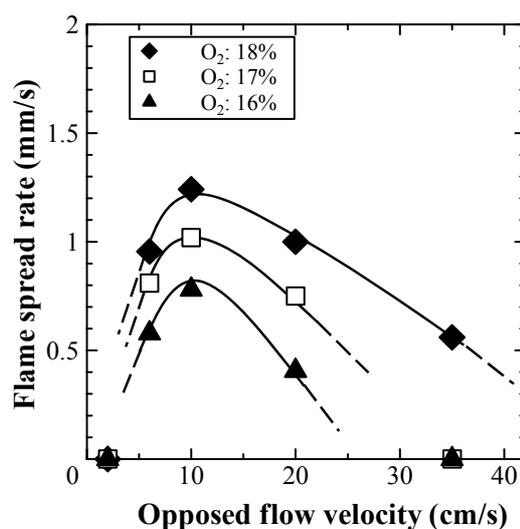


Fig. 9 Flame spread rate vs. opposed flow velocity.

これに対して, 対向流速が十分大きい場合は, 流速の増加に伴って, 試料の固相予熱帯への伝熱量が低下することが考えられる. ここで, PMMA 分解ガスの発熱量と温度上昇に関する式 $\Delta h = c_g(T_f - T_v)$ を用いて, Da の定義式を変形すると,

$$Da \equiv \frac{t_{res}}{t_{chem}} = \frac{L_g / V_r}{\rho_g / \dot{\omega}} = \frac{L_g^2 W \dot{\omega} \Delta h_r}{\rho_g c_g L_g W V_r (T_f - T_v)} \quad (5)$$

が得られる. 式(5)では, 分母が気相予熱帯中の温度勾配を維持するために必要な熱量, 分子が単位時間当たりの発熱量となっている. この式より総発熱量の $1/Da$ が気相での温度勾配維持のために使われる熱量であることが分かる. そこで, Da 数が十分大きい場合と比較して, 実際には固相側への伝熱量が $(1-1/Da)$ 倍に減少するというモデルを考える. すると, 対向流速が大きい条件では,

$$V_f \rho_s c_s \tau W (T_v - T_\infty) \sim \left(1 - \frac{1}{Da}\right) \lambda_g \frac{(T_f - T_v)}{L_{gv}} L_{gx} W \quad (6)$$

と表わせる. 式(5)および式(6)を結合して無次元化すると, 無次元火炎伝播速度 $\eta (\equiv V_f / V_{f,th})^{10}$ に関して,

$$\eta + R_{rad} + \frac{1}{Da} = 1 \quad (7)$$

が得られる. 航空機実験で観察された MLOC 条件である雰囲気酸素濃度 14.7%, 対向流速 6cm/s の条件においては, $R_{rad}=0.743$, $Da=12.6$ で $R_{rad} + 1/Da = 0.822$ となり, ほぼ式(7)を満たす値となっている. また, このとき R_{rad} は, ふく射伝熱量と対流伝熱量の比である, ふく射ダムケラ数 Da_R ¹⁴⁾ の逆数 ($R_{rad} = 1/Da_R$) と捉えることもできるため, 式(7)は

$$\eta + \frac{1}{Da_R} + \frac{1}{Da} = 1 \quad (8)$$

とも記述されることに留意したい. 式(7)で計算される消炎限界 ($R_{rad} + 1/Da = 1$) を Fig. 7 に青線で重ねて示す.

このとき, 新しいモデルでは MLOC~13%, $Vg.cr \sim 8cm/s$ と予想された. これらの結果から, 式(7)を用いることで, 酸素濃度が 20%以下の条件における消炎限界および最低限界酸素濃度 (MLOC) に対して, 実験結果をより正確に再現できていることが分かる. しかしながら, 実際の MLOC と比較すると, まだ 2%ほどのずれが認められる. 本モデルでは, 熱バランスの要素のみを考慮して $\eta=0$ となる条件で消炎するとしているが, 例えば Bhattacharjee らの解析¹⁵⁾では, 静止雰囲気においては消炎時の η は 0

でなく, $\eta=0.5$ であることが示され, また Olson らの報告¹⁶⁾においても, 多くの実験において, 消炎時の η は 0.2~0.5 程度であることが示されている. このため本解析における $\eta=0$ という消炎条件が, やや厳しすぎるものが過小評価の理由として考えられるが, 限界酸素濃度の下限を与えるモデルであるとも考えられる.

4. まとめ

吹き飛び消炎限界, および, ふく射消炎限界を表現する 2 つの無次元パラメータ, $R_{rad}(=1/Da_R)$, Da を用いて, 対向流を受ける熱的に薄い固体試料の微小重力環境における可燃範囲および最小限界酸素濃度 (MLOC) を表すモデル式を提案し, 落下実験・航空機実験で得られた可燃範囲と比較・検討を行った. 地上試験における下方伝播実験および落下塔における落下実験で得られた実験定数を用いることで, 吹き飛び限界 ($Da=1$), および, ふく射消炎限界 ($R_{rad}=1$) を定量的に表すことができた. しかしながら, MLOC 付近では, ふく射損失と化学反応速度の影響がともに現れるため, $Da=1$ および $R_{rad}=1$ で規定される消炎限界では, MLOC をかなり過小評価することが分かった. そこで, スケール解析により, 無次元火炎伝播速度 η に対して $\eta + R_{rad} + 1/Da = 1$ の式を導出し, この式の消炎限界を実験結果と比較したところ, 実験で得られた可燃範囲および MLOC 値をより定量的に再現することができた. だが, まだ予測値と実験値には若干の差異が残っており, 消炎条件のさらなる検討が必要であると考えられる.

謝辞

本研究の一部は, JAXA 「きぼう」 船内実験室第 2 期利用 (後半) 課題 (Solid Combustion) および第 3 期利用重点テーマ課題 (FLARE) に関連して実施された. また日本宇宙フォーラムの宇宙環境利用科学委員会 WG/RT として支援を受けた. ここに謝意を表する.

参考文献

- 1) NASA-STD-6001 B: FLAMMABILITY, OFFGASSING, AND COMPATIBILITY REQUIREMENTS AND TEST PROCEDURES (2011).
- 2) A. Hosogai, K. Wakatsuki, and Y. Nakamura: J. Combustion Society of Japan, **56**, 157(2014) 47.
- 3) O. Fujita, M. Kikuchi, K. Ito, S. L. Olson, T. Kashiwagi and T. Sakurai: J. Jpn. Soc. Microgravity Appl., **14**, 1(1997) 25 (in Japanese).
- 4) A. Kumar, H. Y. Shih and J. S. T'ien, Combustion and Flame **132** (2003) 667-677.
- 5) S. L. Olson and P.V. Ferkul: Evaluating Materials Flammability in Microgravity and Martian Gravity Compared to NASA's Normal Gravity Materials Flammability Testing, 42nd International Conference on Environmental Systems (ICES), 15-19 July 2012, San

- Diego, CA.
- 6) K. R. Sacksteder and J. S. Tien, Proc. Combust. Inst., **25** (1994) 1685.
 - 7) S. Bhattacharjee, J. West, and R. A. Altenkirch, Proc. Combust. Inst. **26** (1996) 1477.
 - 8) S. Bhattacharjee, R. Ayala, K. Wakai, and S. Takahashi, Proc. Combustion Inst., **30** (2005), 2279.
 - 9) S. Takahashi, S. Bhattacharjee, T. Ihara, and K. Wakai, J. Jpn. Soc. Microgravity Appl., **24**, 3 (2007) 225.
 - 10) S. Takahashi, M. Hotta, S. Bhattacharjee, T. Ihara, and K. Wakai, J. Jpn. Soc. Microgravity Appl., **29**, 1 (2012) 23 (in Japanese).
 - 11) JIS K 7201-1: Plastics -Determination of burning behaviour by oxygen index- (1999).
 - 12) S. Bhattacharjee, W. Tran, M. Laue, C. Paolini, Y. Nakamura, Proc. Combustion Inst., **35** (2014) DOI: 10.1016/j.proci.2014.06.125.
 - 13) S. Takahashi, Y. Seki, T. Ihara, K. Wakai, S. Bhattacharjee, Space Technology Japan **7** (2009) Ph_61.
 - 14) A. J. Lock, R. Ganguly, I. K. Puri, S. K. Aggarwal and U. Hegde: Proc. Combust. Inst. **30** (2005) 511.
 - 15) S. Bhattacharjee, K. Wakai and S. Takahashi: Combust. and Flame, **132** (2003) 523.
 - 16) S.L. Olson and F.J. Miller: Proc. Combustion Inst., **32** (2009) 2445.

付録

記号表

A	Pre-exponential factor
a_{abs}	Absorption coefficient of gas
B_1	Empirical constant for Da
B_2	Empirical constant for R_{rad}

c_g	Specific heat of gas
c_s	Specific heat of solid
Da	Damköhler number
Da_R	Radiation Damköhler number
E	Activation energy
L_g	Gas-phase diffusion length
L_s	Solid-phase diffusion length
R_{rad}	Radiation loss factor
T_f	Adiabatic flame temperature
T_v	Vaporization temperature
T_∞	Ambient temperature
V_g	Opposed-flow velocity
V_f	Flame spread rate
$V_{f,th}$	Flame spread rate in thermal regime
V_r	Velocity relative to flame, $V_r = V_g + V_f$
$V_{g,cr}$	Critical opposed-flow velocity
W	Width of fuel
Y_O	Oxygen mass fraction
α_g	Thermal diffusivity of gas, evaluated at T_v
ϵ	Surface emissivity
λ_g	Gas-phase conductivity evaluated at T_v
λ_s	Solid-phase conductivity
η	Nondimensional spread rate
ρ_g	Gas density evaluated at T_v
ρ_s	Solid density
τ	Fuel half-thickness

(2014年7月31日受理, 2014年10月7日採録)